О.В. Флоринский

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА самолета Ан-74

О.В. Флоринский

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА Ан-74

Под редакцией В.А. Кудрявцева

Киев
Издательский центр «АэроХобби»
2007

УДК 629.7.015.3 (07)
ББК 30.124я7
Ф73

Флоринский О.В.

Ф73 **Практическая аэродинамика самолета Ан-74.** — К.: «АэроХобби», 2007. — 64 с.: ил.
ISBN 978-966-2942-03-3

Книга «Практическая аэродинамика самолета Ан-74» написана ведущим аэродинамиком АНТК им. О.К. Антонова лауреатом Государственной премии Украины Орестом Васильевичем Флоринским. Автор, используя математические формулы и графики, раскрывает особенности аэродинамики самолета Ан-74 на всех режимах его эксплуатации.

Книга рассчитана на инженеров-конструкторов авиапромышленности, летный состав и студентов авиационных вузов.

УДК 629.7.015.3 (07)
ББК 30.124я7

ISBN 978-966-2942-03-3

© О.В. Флоринский, 2007
© Издательский центр «АэроХобби», 2007

ПРЕДИСЛОВИЕ

Важным фактором, влияющим на уровень безопасности полета любого самолета, является знание пилотами Руководства по летной эксплуатации этого самолета и неукоснительное соблюдение всех ограничений и рекомендаций, внесенных в Руководство. Успех достигается в том случае, когда пилоты знают особенности аэродинамической компоновки эксплуатируемого самолета, его аэродинамические характеристики и, следовательно, понимают, почему Руководство содержит те или иные рекомендации и ограничения. Это понимание во многом формируется в процессе изучения учебных пособий по практической аэродинамике самолета.

Написанная известным специалистом в области аэродинамики О.В. Флоринским «Практическая аэродинамика самолета Ан-74» выгодно отличается от аналогичных пособий по другим самолетам. Автору удалось описать необычную аэродинамическую компоновку самолета, созданного коллективом ОКБ под руководством выдающегося конструктора О.К. Антонова, доходчиво раскрывая причины появления особенностей аэродинамических характеристик самолета Ан-74. Сложные явления, возникающие на крайних режимах и в особых случаях полета, представлены в простой и наглядной форме с сохранением достаточно высокого научного уровня изложения.

Несомненно, «Практическая аэродинамика самолета Ан-74» является таким учебным пособием, изучение которого существенно повышает квалификацию пилотов и уровень безопасности летной эксплуатации этого самолета.

Д.С. Кива,
Генеральный конструктор,
Член-корреспондент НАН Украины

СХЕМА САМОЛЕТА. ОБОСНОВАНИЕ

Во второй половине семидесятых годов коллективом ОКБ под руководством Генерального конструктора О.К. Антонова был спроектирован, построен малой (опытной) серией и испытан военно-транспортный самолет короткого взлета и посадки Ан-72.

Самолет предполагалось базировать на грунтовых полосах и неподготовленных площадках размером 500 × 500 м.

Одновременно в соответствии с техническим заданием ГосНИИ ГВФ разрабатывался вариант самолета Ан-74 для работы в арктических и антарктических условиях. Этот гражданский самолет должен был удовлетворять требованиям НЛГС, имея перегоночную дальность немногим более четырех тысяч километров и значительную продолжительность полета, исходя из задач барражирования и ледовой разведки. Для этого варианта самолета разрабатывалось другое крыло, значительно отличающееся по удлинению от крыла самолета короткого взлета и посадки с короткими плечами перевозок.

В силу ряда причин по результатам комплексного анализа было принято решение провести глубокую модификацию самолета Ан-72 с тем, чтобы получить самолет в компоновке, удовлетворяющей как требованиям военного транспорта с его свойствами КВП, так и требованиям самолета с большой дальностью и продолжительностью полета. При этом возможность базирования на грунтах сохранялась для обоих вариантов самолета.

Все вышесказанное приведено для того, чтобы были понятными необычные формы крыла в плане, получившиеся из-за сохранения неизменной механизированной части крыла и замены элеронных частей консолей с целью до максимально возможного по конструктивным соображениям увеличения удлинения крыла (см. рис 1). Естественно, что увеличение удлинения крыла в этих условиях могло получиться только с увеличением площади крыла — она выросла с 75 м^2 до 98,78 м^2.

Верхнее расположение двигателей было выбрано Генеральным конструктором О.К. Антоновым в основном из условий эксплуатации самолета на грунтовых взлетно-посадочных полосах и площадках. При этом верхнее расположение двигателей позволило использовать эффект Коанда для увеличения несущих свойств крыла. Но, из условий безопасности полета, в случае отказа одного двигателя на взлете степень использования этого эффекта была принята невысокой, в пределах надежного парирования кренящего момента органами поперечного управления.

Верхнее расположение двигателей определило и положение горизонтального оперения. Для исключения влияния струй от двигателей горизонтальное оперение размещено на верхушке киля по схеме Т-образного оперения.

Стойки основного шасси расположены на фюзеляже, что обеспечивает самолету мобильность при маневрировании на небольших взлетно-посадочных полосах при минимально возможном весе шасси, допускающем эксплуатацию самолета на грунтах.

КРЫЛО

О форме крыла в плане уже упоминалось выше. Величина площади определилась при «гибридизации» рациональным увеличением размаха крыла. Рациональность в этом случае проявилась в оптимуме между желанием максимально увеличить удлинение крыла, с одной стороны, и получить приемлемое (с точки зрения допустимых величин) сужение консоли, с другой стороны. В результате получилось:

Площадь крыла	98,78 кв. м
Размах крыла	31,9 м
Удлинение крыла	10,3
Корневая хорда	4,45 м *
Концевая хорда	1,47 м
Сужение консолей крыла	2,97
Стреловидность крыла по передней кромке:	
средней части крыла	18°;
элеронной части крыла	16°.

Как видно, передняя кромка крыла имеет два перелома: один — между теоретически прямоугольным центропланом и трапециевидной консолью (по нервюре № 8) и второй — на границе закрылочной и элеронной частей крыла (по нервюре № 20). Первый излом в значительной степени сглаживается экранированием мотогондолой, расположенной на краю центроплана. Второй излом создал определенные трудности при конструировании места стыка торцов предкрылков между их секциями.

Задняя кромка крыла в пределах закрылочной части — прямая, не стреловидная. Угол стреловидности задней кромки элеронной части консоли — около 4 градусов.

При выборе профиля для крыла О.К. Антоновым была поставлена задача: при скорости до 720 км/ч получить максимально возможную толщину профиля центроплана, чтобы получить возможно большую «бочку» для топлива в крыле. Этим условиям удовлетворял разработанный к этому времени в ЦАГИ профиль П-151 — принципиально новый (скоростной) профиль. Этот профиль, благодаря уменьшенной кривизне верхней поверхности, допускает появление сверхзвуковых зон обтекания на больших скоростях полета без существенных скачков уплотнения при торможении потока в конце диффузорной части профиля крыла. Это свойство можно использовать, либо, сохраняя прежние толщины профилей крыла и увеличивая крейсерские скорости полета, либо сохраняя прежними крейсерские скорости полета, применить более толстые профили для увеличения внутренних объемов крыла и снижения его веса. Последнее и было использовано при проектировании крыла самолетов Ан-72 и Ан-74. Таким образом, для центроплана была принята довольно большая величина относительной толщины — 14,7%. До нервюры № 20 (стык СЧК с КЧК) толщина крыла линейно уменьшается до 13%. Далее толщина уменьшается также линейно до величины 12% для концевой 34-й нервюры.

С целью защиты от возникновения первоначальных срывов потока на самых концах крыльев при выходе самолета на большие углы атаки консоли крыла имеют геометрическую крутку $\varepsilon_{кр}$ = -3° (угол установки концевой нервюры относительно плоскости центроплана) (см. рис. 26). Консольные части крыла отогнуты вниз на угол (поперечного

* Без учета клювовидной надстройки на носике центроплана

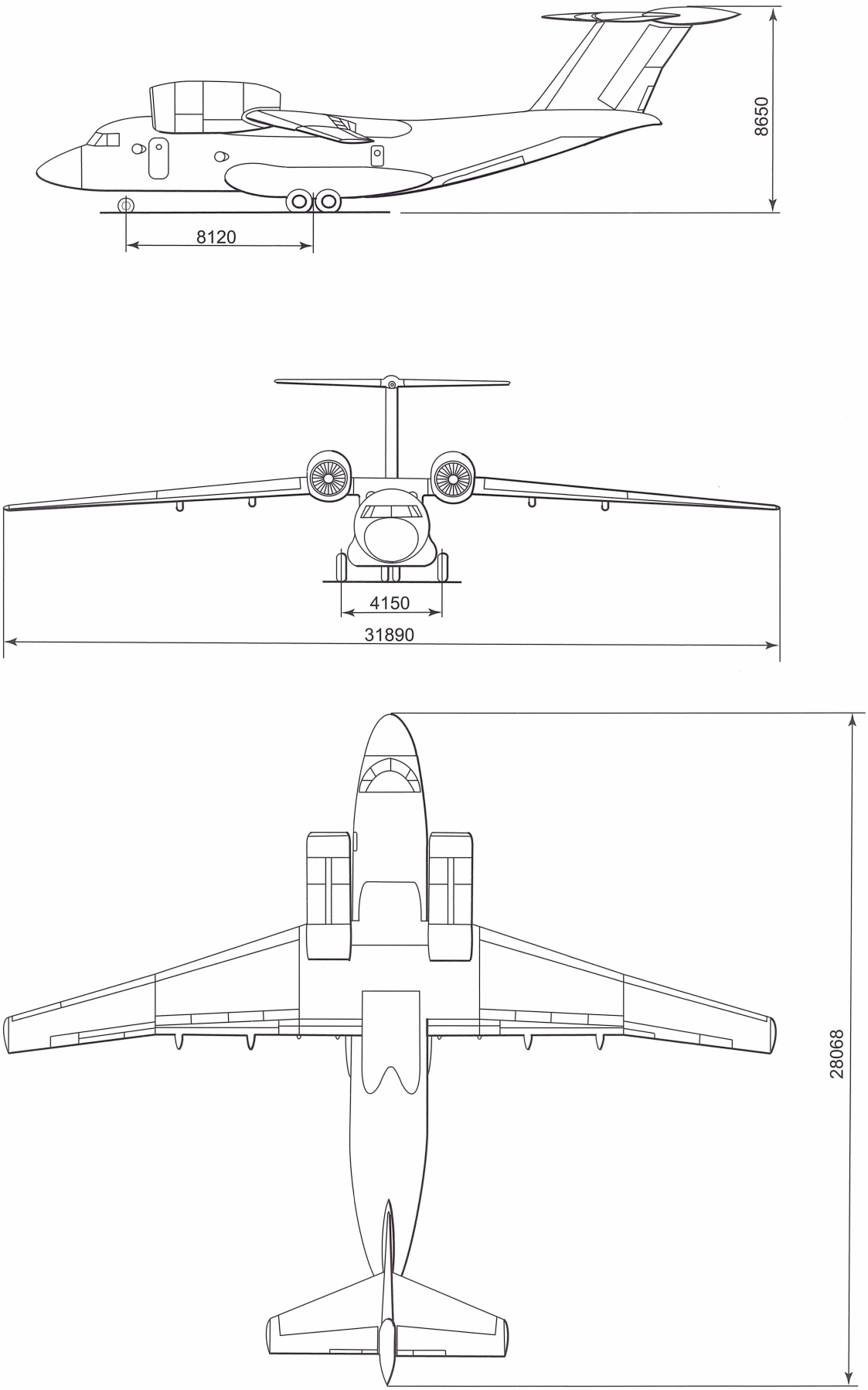


Рис. 1. Общий вид самолета

V крыла) ψ = -5°. для приведения в гармоническое соответствие степеней поперечной и путевой устойчивости, чтобы исключить возможность появления колебательного процесса затухания боковых возмущений самолета.

Угол установки крыла на фюзеляже равен $\psi_{кр}$ = 3°. Выбран по условию желательного угла тангажа самолета в крейсерском полете, с одной стороны, и по условию получения максимального аэродинамического качества самолета для крейсерских режимов полета, с другой.

Механизация крыла. В комплекс механизации крыла самолета Ан-74 входят:

– центропланные закрылки;
– консольные закрылки;
– предкрылки на консолях;
– интерцепторы на закрылочной части крнла;
– элероны.

Комплекс центропланных и консольных закрылков вместе с предкрылками был разработан под руководством О.К. Антонова с целью получить величину $C_{y\ max}$ крыла около 3 ед.

Схема **центропланных закрылков** — двухзвенный бесщелевой закрылок — соответствует принятой компоновке двигателей на крыле, то есть обеспечивает плавный безотрывный поворот струй от двигателей при отклонении закрылков. Максимальный угол отклонения центропланных закрылков, определяемый углом отклонения второго (хвостового) звена, равен 60° в рабочем режиме (62° без нагрузки). Схематически центропланный закрылок изображен на рис. 2.

Силовой привод управляет первым звеном, а второе отклоняется от первого кинематической связью.

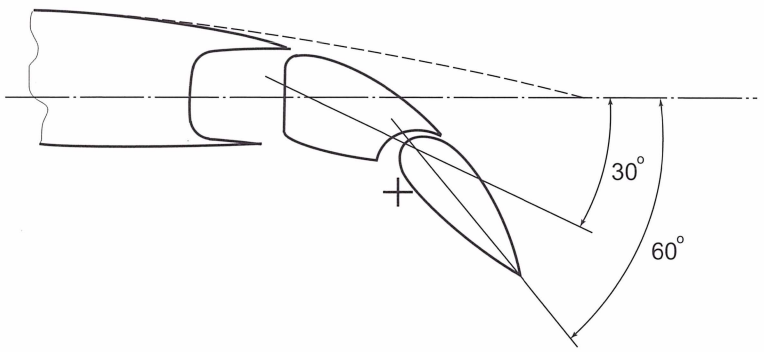


Рис. 2. Схема центропланного закрылка

По размаху центропланный закрылок занимает хвостовую часть центроплана (от корневой до 8-й нервюры) и заходит на 700 мм на размах консоли. Последнее сделано для того, чтобы струи от двигателей, расширяющиеся несколько при течении их на крыле, особенно при открытой боковой створке сопла двигателя, не выходили за пределы центропланного закрылка.

Взлетное положение центропланного закрылка — десятиградусное отклонение двух звеньев как одного целого. Такое умеренное отклонение центропланных закрылков на взлете выбрано из условий наименьших потерь тяги из-за поворота струй двигателей.

Консольные закрылки — выдвижные трехщелевые. Ведомое звено — второе (среднее). Первое и третье звенья отклоняются и раздвигаются относительно среднего звена в процессе выпуска закрылка кинематическими связями. Максимальный угол отклонения консольных закрылков (по третьему звену) — 60° в рабочем режиме (65° — в ненагруженном состоянии при выпуске на земле).

Рабочие положения консольного закрылка (в градусах):

взлетное (соответственно для трех звеньев)	18-19-23;
промежуточное	19-25-33;
посадочное	22-40-60; (см. рис. 3)
полетное	закрылки убраны.

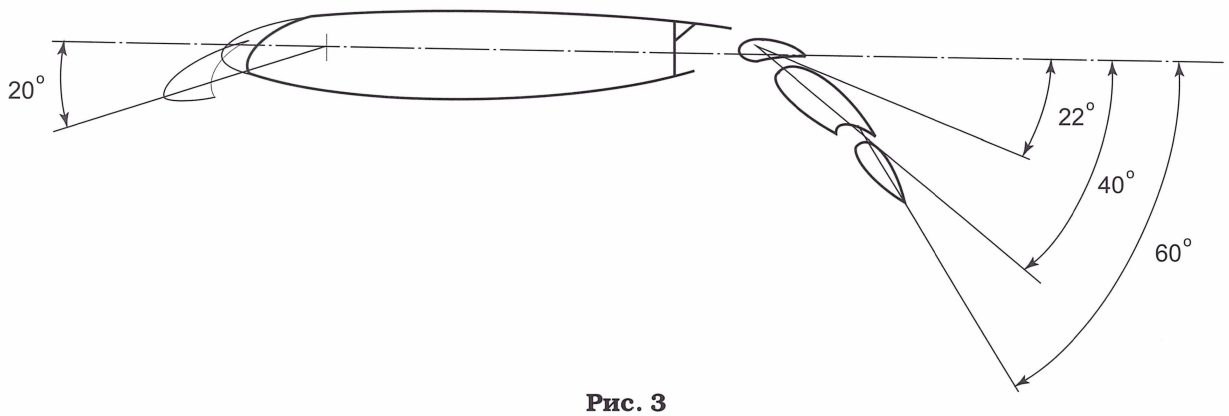


Рис. 3

В РЛЭ и РЭ этим положениям соответствуют обозначения 10/19; 10/25; 30/40 и 0.

Как видно, в РЛЭ и РЭ (да и индексация положений закрылков в кабине экипажа) указываются углы отклонения ведомых звеньев: первое число — для центропланных, а второе — для консольных закрылков. Таким образом, углы отклонения звеньев закрылков можно представить таблицей:

$\delta°_{взл.}$	**10**-10/18-**19**-23
$\delta°_{промежут.}$	**10**-10/19-**25**-33
$\delta°_{посадочн.}$	**30**-60/22-**40**-60,

где выделенные числа — углы отклонения ведомых звеньев.

Предкрылки расположены только на консолях крыла: две части консоли и одна секция — на закрылочной части.

Так как углы подхода набегающего на крыло потока при столь больших углах отклонения закрылков на части консоли крыла весьма значительно отличаются от углов подхода на элеронных частях консоли, три секции предкрылка отклоняются «веером»: корневые секции (№ 1) выдвигаются и отклоняются на 20°, средние секции (№ 2) — на 16°, а внешние секции (№ 3) — на 12°.

Система управления механизацией крыла выполняется с раздельной последовательной уборкой (выпуском) закрылков и предкрылков: выпуск центропланных закрылков происходит только после полного выпуска предкрылков, а уборка центропланных закрылков заканчивается до начала уборки предкрылков. Консольные закрылки и предкрылки выпускаются и убираются одновременно.

Интерцепторы — четыре пары левых и правых, выполняющие несколько функций.

Интерцепторы № 5 и № 6 — самые крайние, выполняют, во-первых, роль интерцепторов-элеронов. Отклонение их в этом случае производится пропорционально отклонению штурвала при управлении элеронами, начиная с угла отклонения штурвала 15°. Максимальный угол отклонения интерцептора при этом составляет 30°.

Эти же интерцепторы, во-вторых, отклоняются симметрично справа и слева от специального сигнала на 30° при выполнении экстренного снижения для увеличения крутизны траектории с целью уменьшения времени снижения до безопасной высоты.

Отклоняются раздельно правый № 6 или левый № 5, в-третьих, автоматически при отказе двигателя на противоположной отказавшему двигателю стороне крыла для уменьшения скорости кренения самолета в сторону отказавшего двигателя. Это отклонение осуществляется в этом случае на полный угол на 20 секунд, после чего отклоненный интерцептор занимает положение, соответствующее балансировочному положению штурвала. Эта система называется системой АУК (автоматическое уменьшение крена).

И, наконец, четвертое назначение всех четырех пар интерцепторов — отклонение их для срыва потока на крыле на пробеге самолета при посадке для увеличения давления на тормозные колеса. Поэтому интерцепторы № 3 и № 4 называются тормозными. Управление этим отклонением осуществляется по решению летчика специальным включателем в кабине экипажа.

Интерцепторов № 1 и № 2 на самолете нет: они исчезли в процессе доводки опытного образца самолета.

Нулевое (неотклоненное) положение интерцепторов должно соответствовать контуру профилей крыла и поэтому это положение интерцепторов должно быть довольно точным. Эта точность достигается специальной регулировкой длин толкателей, управляющих интерцепторами. Регулировка выполняется на заводе при изготовлении самолета. Но в случае надобности эта регулировка может быть произведена и в порядке корректировки после выполнения каких-либо ремонтных работ. В этом случае необходимо использование специально изготовленных шаблонов сечений крыла по соответствующим нервюрам.

Элероны — обычного типа, с осевой аэродинамической компенсацией ($S_{о.к.}$= 0.22). Элероны двухсекционные имеют кинематические сервокомпенсаторы и триммер. Над верхней частью носика элерона на двух третях размаха последнего имеется козырек — выход обшивки крыла на 20 мм, частично прикрывающий нишу элерона и этим предотвращающий образование вихревого шнура над верхней частью носика элерона. Этот козырек был установлен при доводке самолета по характеристикам на больших углах атаки для предотвращения быстрого распространения начала отрыва потока на элеронной части крыла (рис. 4, рис. 26).

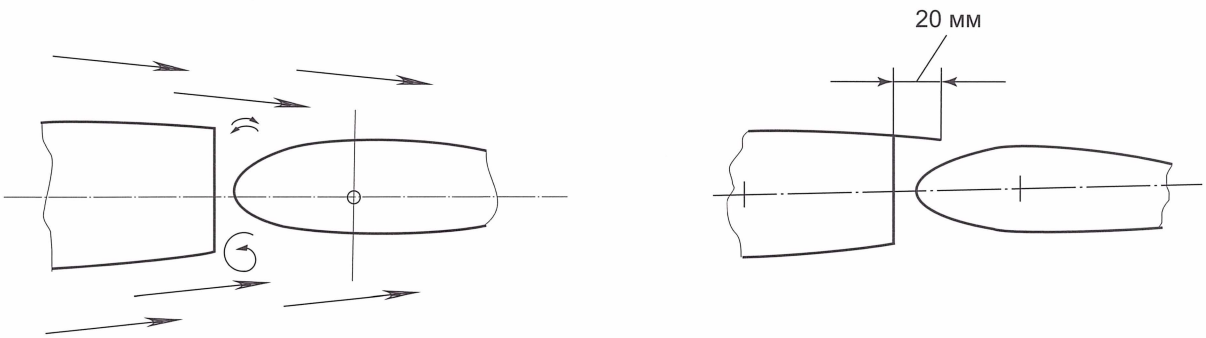


Рис. 4

Эффективность кинематического сервокомпенсатора зависит от соотношения длин плеч кабанчика сервокомпенсатора и кронштейна, к которому присоединяется тяжка сервокомпенсатора. Характеристикой этой кинематической связи является отношение величины угла отклонения сервокомпенсатора к величине угла отклонения элерона. При этом:

$$К_{с/к\ эл.} = \frac{\Delta\tau_{с/к}}{\Delta\delta_{эл}},$$ (см. рис. 5)

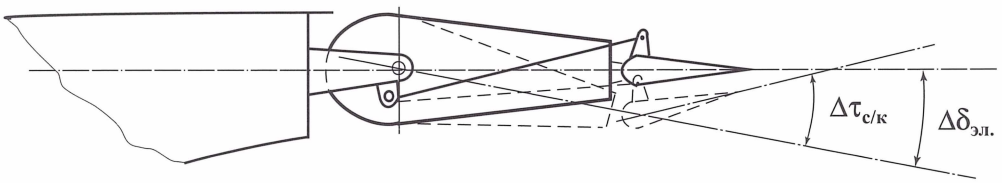


Рис. 5

По результатам летных испытаний необходимая величина этого соотношения устанавливается с помощью регулировки плеча тяжки сервокомпенсатора. Эта регулировка производится на заводе, а результат ее заносится в Нивелировочный паспорт самолета.

Поэтому в эксплуатации при необходимости демонтажа элерона, когда тяжку кинематического сервокомпенсатора приходится отсоединять, необходимо предварительно предусмотреть возможность при сборке обеспечить прежнее соотношение плеч для сохранения прежней величины $К_{с/к\ эл}$. Проще всего этого можно достичь, применяя примитивный метод восстановительной сборки «по краске». А положение должно быть восстановлено прежнее, так как в противном случае нарушится привычный закон изменения усилий на штурвале при отклонении элеронов, что недопустимо из-за усложнения условий пилотирования.

Клювовидные надстройки на носиках центроплана крыла между фюзеляжем и мотогондолами, выходящие вперед за теоретический контур профилей центроплана на 350 мм, предназначены для предотвращения раннего срыва потока на центроплане при выходе самолета на большие углы атаки. В нижних частях этих клювовидных надстроек размещены воздухозаборники системы дренажа топливных баков (рис. 26). Площадь этих клювиков не входит в теоретическую площадь крыла.

Зализы сочленения крыла с фюзеляжем были тщательно отработаны на моделях самолета в аэродинамической трубе и обеспечивают минимальное вредное влияние интерференции. В переднем зализе встроены воздухозаборники радиаторов системы кондиционирования воздуха. Выходы этих радиаторных каналов размещены на стенках зализа под крылом (через жалюзи).

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ САМОЛЕТА

Семейство самолетов Ан-72 и Ан-74 имеет Т-образную схему хвостового оперения с неподвижным стабилизатором и двузвенным рулем направления.

При разработке системы управления рулями была реализована концепция О.К. Антонова о переходе в случае отказа основной бустерной системы управления на прямой ручной режим управления.

Вынос стабилизатора с рулями высоты за пределы влияния струй от двигателей позволил избежать целого ряда проблем. Но привнес и неизбежный атрибут Т-образного оперения — появление резкого кабрирования самолета при выходе его на закритические углы атаки. Это кабрирование связано с попаданием горизонтального оперения в зону следа сорванного с крыла потока и, как следствие, резкой потерей отрицательной подъемной силы горизонтального оперения с последующим кабрированием самолета и увеличением углов атаки до величин порядка 45°–50°. При этих углах атаки горизонтальное оперение выходит вниз из зоны сорванного с крыла потока и снова в состоянии уравновешивать кабрирующий момент крыла. Подробно речь о нем пойдет позже.

Горизонтальное оперение с неподвижным стабилизатором имеет значительную величину относительной площади 25% площади крыла. Это определило достаточно большие возможности рулей высоты, обеспечившие широкий диапазон допустимых полетных центровок самолета и его хорошую продольную управляемость.

Профиль стабилизатора — несимметричный перевернутый. Кроме того, стабилизатор оборудован предкрылком по всему размаху (дефлектором). Это обеспечивает надежную защиту стабилизатора от срыва потока при очень больших скосах потока за крылом при посадочном положении закрылков (60°). Отклонение этого дефлектора производится автоматически при начале выдвижения закрылков в отклоненное положение.

Угол установки стабилизатора равен -3° по отношению к плоскости хорд центроплана крыла, то есть, плоскость хорд стабилизатора параллельна строительной плоскости фюзеляжа.

Управление рулем высоты — смешанное, осуществляется с помощью системы обратимого бустерного управления с коэффициентом обратимости 1:4. Каждая половина руля высоты имеет высокоэффективный триммер и кинематический сервокомпенсатор. Гармоничное сочетание действий осевой и роговой аэродинамических компенсаций, а также кинематических сервокомпенсаторов обеспечивает хорошие характеристики продольной управляемости во всем диапазоне эксплуатационных режимов самолета. Управляемые от кнопки на штурвале триммеры значительно увеличивают возможные углы отклонения руля высоты в случае отказов бустерного управления и вынужденного управления в ручном механическом режиме.

Вертикальное оперение — ромбовидное, высотой и шириной по 4 м. Площадь вертикального оперения составляет примерно 16% площади крыла. Руль направления — двухзвенный. Первое звено руля управляется необратимой бустерной системой. Второе звено разделено на две секции: верхнюю и нижнюю. Верхняя секция отклоняется от первого звена кинематической связью, то есть работает вместе с первым звеном. Нижняя секция второго звена, несколько увеличенная по площади треугольным «выступом из ромба», управляется механически от педалей и таким образом выполняет роль аварийного путевого управления при отказе бустерной системы. Нижняя секция имеет трим-

мер-сервокомпенсатор. В случае отказа бустерной системы первое звено руля автоматически фиксируется специальным замком-штырем в нейтральном положении.

При работающей бустерной системе одновременно управляется и нижняя секция второго звена.

Для улучшения характеристик путевой устойчивости на режимах полета с посадочным положением закрылков в условиях сильной турбулентности атмосферы руль направления оборудован автономным демпфером рыскания (АДР).

Управление рулем направления имеет в своей кинематической цепи подсистему, предотвращающую возможность отклонения руля направления на большие углы на режимах больших скоростей. Эта подсистема изменяет кинематический коэффициент ($К_ш$) передачи усилий от педали на руль направления таким образом, что при убранных закрылках полному ходу педалей соответствует отклонение руля направления в ограниченном диапазоне ($\delta_{рн}$ = -12° – +12°). При выпуске закрылков автоматически восстанавливается положение, когда полному ходу педалей соответствует отклонение руля направления в полном диапазоне. Эта подсистема называется механизмом $К_ш$. Переключать механизм на разные режимы можно и по воле пилота от специального переключателя в кабине экипажа.

При компоновке сочленения вертикального и горизонтального оперений на верхушке киля была создана специальная форма объемистого обтекаемого тела, заполняющего значительную часть пространства между отклоняемыми вверх половинками руля высоты. Это заполнение повышает эффективность рулей высоты при отклонении их вверх, экранируя в определенной степени внутренние торцы половинок руля (рис. 6).

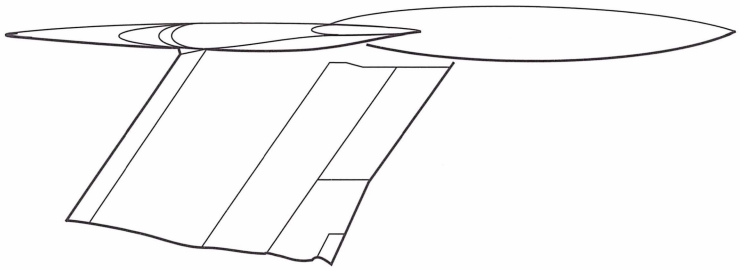


Рис. 6

Полость этого обтекателя использована для размещения элементов радиосвязной аппаратуры.

ФЮЗЕЛЯЖ И МОТОГОНДОЛЫ

Особенности обтекания фюзеляжей транспортных самолетов определяются специфической формой хвостовой части фюзеляжа: для максимального расширения возможностей перевозки на самолете крупногабаритных длинных грузов хвостовая часть фюзеляжа транспортного самолета должна быть отогнута кверху. Отгибается кверху и воздушный поток, обтекающий фюзеляж. Поток от крыла, скошенный за крылом вниз, взаимодействуя с потоком, обтекающим фюзеляж, образует два, так называемых, подфюзеляжных вихря, значительно увеличивающих силу сопротивления самолета. (Об этом подробнее см. главу «Вихревые системы самолета»). Для уменьшения интенсивности этих вредных вихрей удлинены обтекатели шасси и применена специальная форма хвостового стекателя фюзеляжа.

Диаметр центральной части фюзеляжа — 4,1м .

Обтекатели шасси. Первоначальная (проектная) форма носовых частей обтекателей шасси имела небольшой отрыв потока в виде вихря на стыке с фюзеляжем в начале верхней линии стыка. След от этого срыва тянулся по фюзеляжу до самой хвостовой части. Для исключения этого срыва в процессе доводки аэродинамической компоновки самолета на его модели в аэродинамической трубе были увеличены радиусы контуров поперечных сечений стыковых участков, и поэтому вверху носовая часть обтекателя выглядит несколько «поддутой» кверху (рис. 7).

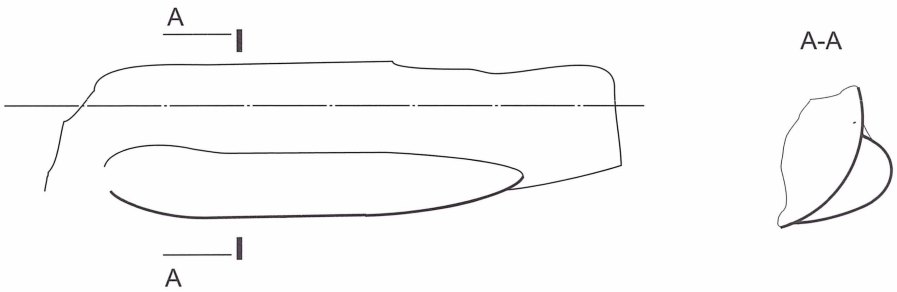


Рис. 7

Рампа, закрывающая в полете грузолюк и составляющая часть контура конструкции, выходящей на внешний контур фюзеляжа, может убираться под фюзеляж как на земле (чтобы не мешать погрузке или выгрузке мелких грузов или контейнеров), так и в воздухе (при десантировании грузов или людского состава).

Кинематика механизма подвески рампы на фюзеляже выполнена с учетом получения возможно меньшего нагружения рампы воздушным напором встречного потока при перемещении ее в процессе открытия или закрытия. Варианты кинематики и нагружения были исследованы в аэродинамической трубе при проектировании машины.

Мотогондолы. Форма мотогондол самолета отличается от формы обычных мотогондол турбовентиляторных двигателей хвостовой частью — соплом. Использование поворота струи двигателя при отклоненных закрылках потребовало некоторого сплющивания сопла перед срезом.

На стенках сопел у самого стыка гондол с крылом со стороны консоли крыла предусмотрены небольшие створки, отклоняемые для увеличения площади «среза» сопла при работе двигателей на больших режимах во избежание помпажа.

Угол установки двигателей на крыле составляет -3°, так что оси двигателей параллельны продольной оси самолета.

Для значительного сокращения длин пробега самолета при посадке, а также для повышения мобильности самолета при движении его по земле мотогондолы имеют систему ковшового реверсирования тяги двигателей. Эта система имеет два ковшеобразных элемента. При реверсировании тяги один из них перекрывает сопло, а второй направляет отраженную струю двигателя вперед-вверх. Система реверсирования имеет надежную защиту для исключения срабатывания механизма выдвижения ковшей в полете.

За соплом на крыле имеется защитный экран, эквидистантно повторяющий форму обшивки крыла на расстоянии 20 мм от последней. В зазор между этим экраном и панелью крыла подается холодный воздух из второго контура двигателя для охлаждения панели. Наличие экранов практически не влияет на аэродинамику самолета.

Все элементы, уплотняющие щели между откидными частями капота и основной частью мотогондолы, должны быть под особым вниманием технического обслуживающего персонала, поскольку нарушение герметичности этих щелей приводит к существенным нерасчетным потерям тяги. Это же относится и к уплотнителям щелей между ковшами реверса и основной частью мотогондолы.

ДИАГРАММА «ГРУЗ-ДАЛЬНОСТЬ»

Одной из главных коммерческих характеристик транспортного самолета служит диаграмма «Груз-дальность», которая отвечает на вопрос: какое количество груза самолет может перевозить и на какое расстояние?

Расчет этой диаграммы весьма прост. Диаграмма строится для номинальных условий взлета с максимальным взлетным весом самолета при стандартных метеоусловиях на аэродроме (условно при H = 0). Условно при этом берется резервный запас топлива на 1 час полета на высоте эшелона (аэронавигационный запас топлива — АНЗ).

Исходные данные для расчета:

$G_{\text{мах взл. доп}}$	— по данным самолета;
$G_{\text{пуст. сам.}}$	— по данным самолета;
$G_{\text{груза мах}}$ или $G_{\text{груза}}$	— величины, определяемые прочностью самолёта или назначаемые. $G_{\text{гр.}} < G_{\text{гр. мах}}$;
$G_{\text{топл. мах полета}}$	$= G_{\text{топл. мах заправл.}} - (G_{\text{топл. невыраб.}} + G_{\text{топл старт}})$ - АНЗ
$G_{\text{топл. полета}}$	— назначаемое или определяемое;
$\Delta G_{\text{топл. старта}}$	— потребное для гонки двигателей на старте;
$\Delta G_{\text{топл. зарул.}}$	— количество топлива для заруливания на стоянку;
$G_{\text{снаряж.}}$	— вес снаряжения, по данным самолёта;
$G_{\text{топл. взлета}}$; $G_{\text{топл. наб. высоты}}$;	
$G_{\text{топл. сниж.}}$; $G_{\text{топл. посадки}}$	— по данным самолёта;
q (кг/км) или C (км/кг)	— расходные характеристики по данным самолёта;

Расчёт заключается в назначении величины перевозимого груза, $G_{\text{топл.}}$, АНЗ, $H_{\text{эшел.}}$, $V_{\text{эшел.}}$ и определении располагаемого количества топлива для перевозки (полёта) и возможной дальности полёта при этом.

Равным образом возможно при расчете двух последних величин пользоваться приблизительным определением значения веса самолета перед снижением или же определять этот вес последовательным приближением. Практика показывает, что точности первого приближения вполне достаточно для инженерной точности расчета в целом, так как замыкается все на количестве неиспользованной части топлива АНЗ и количестве топлива заруливания на стоянку после посадки.

Итак,

$$G_{\text{топл. гор. пол. эш.}} = G_{\text{топл. пол.}} - (\Delta G_{\text{топл. взл.}} + \Delta G_{\text{топл. наб. выс.}} + \Delta G_{\text{топл.сниж.}} + \Delta G_{\text{топл.посадки}}).$$

Взяв по заданной скорости на эшелоне значение километрового расхода (или удельной дальности) по диаграмме РЛЭ для соответствующей высоты эшелона и среднего на эшелоне полетного веса самолета,

$$G_{\text{ср. эш.}} = \frac{1}{2} = \{[G_{\text{взл.}} - (\Delta G_{\text{топл. взл.}} + \Delta G_{\text{топл. наб.}})] + (G_{\text{пуст.}} + \Delta G_{\text{снар.}} + \Delta G_{\text{гр.}} + \Delta G_{\text{топл. АНЗ}} + \Delta G_{\text{топл. сниж.}} + \Delta G_{\text{топл. пос.}} + \Delta G_{\text{топл. зар.}})\}$$

определяем дальность полета на эшелоне:

$$L_{\text{эш.}}(\text{км}) = G_{\text{топл. гор. пол. эш.}}\ (\text{кг}) : q\ (\text{кг/км}) \text{ или } G_{\text{топл. гор. пол. эш.}}\ (\text{кг}) \times C\ (\text{км/кг})$$

Учитывая $\Delta L_{взл.}$, $\Delta L_{наб.\ выс.}$, $\Delta L_{сниж.}$ и $\Delta L_{пос.}$, определенные по соответствующим диаграммам РЛЭ, получим искомую расчетную дальность полета:

$$L = \Delta L_{взл.} + \Delta L_{наб.\ выс.} + \Delta L_{эшел.} + \Delta L_{сниж.} + \Delta L_{пос.}$$

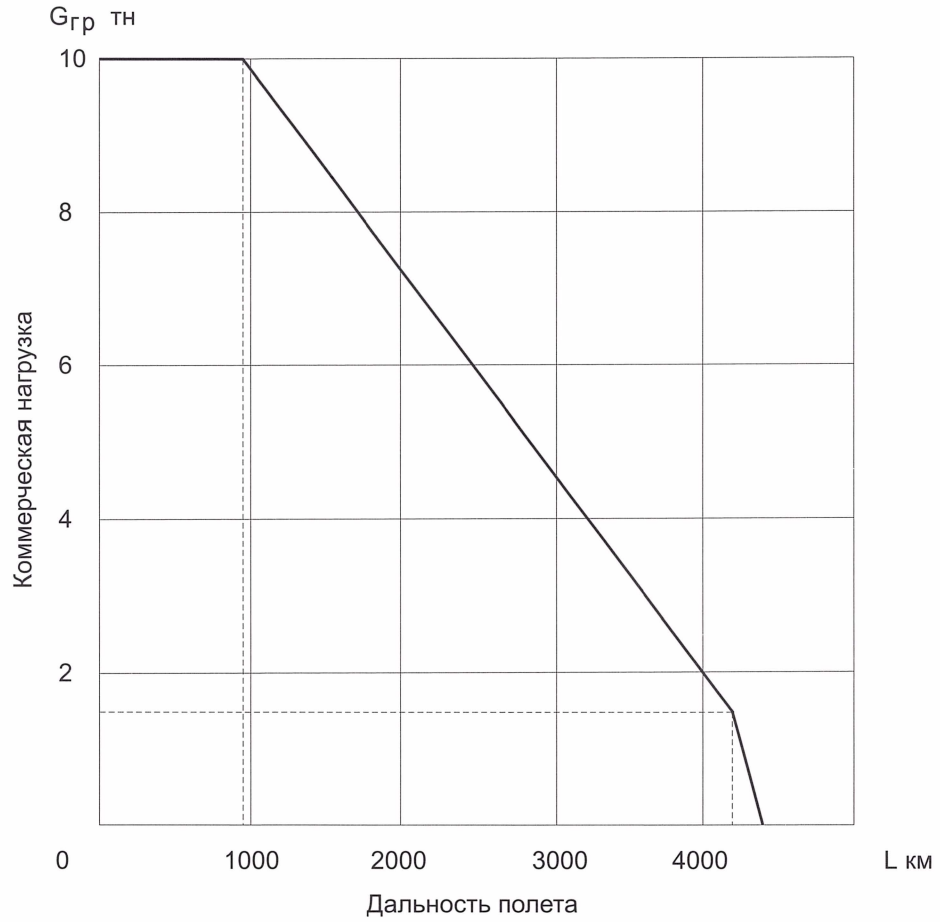


Рис. 8

Произведя такие расчеты для ряда значений весов груза, мы сможем построить зависимость $L = F(G_{гр.})$ (см. рис. 8).

Ясно, что последней расчетной точкой будет дальность, соответствующая максимально возможной заправке самолета топливом. Для самолета Ан-74 такая точка соответствует дальности полета 4200 км. Возможный груз при этом составляет 1,5 тонны.

Естественно, что данная диаграмма служит только номинальной характеристикой возможностей самолета Ан-74. Для каждого конкретного случая перевозки необходимо произвести расчет допустимого максимального взлетного веса и максимально допустимого груза по конкретным данным аэродромов взлета и посадки, учитывая фактические метеоусловия на них.

ВИХРЕВЫЕ СИСТЕМЫ САМОЛЕТА

Динамический принцип полета транспортных средств тяжелее воздуха основан на «превращении» части количества движения тела в импульс силы Y путем отбрасывания вниз несущими поверхностями летательного аппарата определенной массы воздуха в секунду с вертикальной составляющей скорости отбрасывания V_y (средней).

$$m_{сек} \times V_y = Y$$

Можно записать

$$m_{сек} = S \times V \times \xi \times \rho,$$

где

S — площадь крыла;

V — скорость движения летательного аппарата;

ρ — плотность воздуха;

ξ — коэффициент соотношения действительного секундного объема «обработанного» воздуха и условного характерного секундного объема S × V.

Используя эти выражения и формулу $Y = C_y \times \rho \times S \times \frac{V^2}{2}$, получим равенство

$$S \times V \times \xi \times \rho \times V_y = C_y \times \rho \times S \times \frac{V^2}{2}$$

После упрощения написанное соотношение принимает вид:

$$\xi \times V_y = C_y \times \frac{V^2}{2}, \text{ откуда}$$

$$C_y = 2 \times \xi \times \frac{V_y}{V} = 2 \times \xi \times \Delta\alpha_{скоса}$$

Таким образом, мы видим, что коэффициент подъемной силы есть ни что иное как показатель интенсивности скашивания потока воздуха крылом. А скашивание — это искривление потока либо из-за кривизны собственно поперечного сечения крыла (профиля крыла), либо из-за наличия угла между плоскостью крыла и направлением скорости его движения (угол атаки крыла), либо из-за увеличения кривизны крыла путем отклонения элементов крыла (отклонение щитков, закрылков, элеронов и т.п.), либо из-за суммирования эффекта от всех трех указанных факторов.

Чем интенсивнее скашивание потока, тем большая подъемная сила (при прочих равных условиях).

Крыло имеет конечные размеры своего размаха. Поэтому на торцах крыла будет заканчиваться «силовое» скашивательное воздействие его на воздушные массы.

Но в силу неразрывности вязкой воздушной среды примыкающие к зоне торцов крыла массы воздуха закручиваются в вихревой поток — концевые вихри крыла, простирающиеся за крылом со своими осями, параллельными вектору скорости движения крыла. При этом будет справедливо правило: есть подъемная сила на крыле — есть и концевые вихри; с увеличением подъемной силы увеличится и мощность концевых вихрей.

Как видим, крыло, создающее подъемную силу, будет иметь, как минимум, два концевых вихря с началом у левого и правого торцов крыла.

Если на крыле отклонять элероны, то нарушится равномерность скашивания потока в местах стыка торцов элерона и основной конструкции крыла. Это инициирует допол-

нительные «концевые» вихри, несравнимо слабее основных концевых вихрей, но достаточные для турбулизации потока в этих местах.

Аналогично образование вихрей по торцам отклоненных интерцепторов, если таковые имеются на крыле.

При отклонении закрылков на крыле, особенно в посадочное положение (то есть на большие углы) вихревая система крыла изменяется весьма существенно. При отклонении и выдвижении (назад) закрылков появляются новые промежуточные большие «торцы» на крыле, разделяющие зоны крыла с большим отличием степени скашивания потока. Такой разрыв равномерности скашивания потока вызывает образование очень мощных вихрей по «торцам» механизированной части крыла. Это своеобразные концевые вихри механизированной части крыла.

При этом вихревая система самолета-низкоплана отличается от таковой же системы высокоплана тем, что у низкоплана при отклонении закрылков образуется разрыв степени скашивания потока по всей подфюзеляжной зоне крыла, так как в этой зоне низкоплан, как правило, не имеет закрылков. Поэтому у низкопланов, кроме внешних «торцов», механизированная часть крыла имеет еще и внутренние «торцы», от которых отходит еще одна пара «концевых» вихрей. У высокоплана при хорошей компоновке закрылков между торцами отклоненных закрылков и поверхностью фюзеляжа, «подправленной» обычно специальными «стеночными» формами зализа стыка крыла и фюзеляжа, образуется в этом месте лишь небольшая щель, дающая завихрения сравнительно небольшой интенсивности.

Другими словами, поскольку при отклонении закрылков основная часть подъемной силы создается механизированной частью крыла, то и основная мощность концевых вихрей перемещается при этом на «торцы» механизированной части крыла. Такое приближение вихреобразований в направлении к плоскости симметрии самолета должно повлиять на условия работы горизонтального оперения и, следовательно, на поведение машины на малых посадочных скоростях. Для убедительности рассмотрим количественную характеристику этого влияния на примере конкретного самолета. Оценим это.

Пусть самолет совершает заход на посадку со скоростью $V_{зп}$ = 190 км/ч с весом 36000 кг. Площадь крыла S = 100 м^2; Размах механизированной части крыла —19 м. Размах горизонтального оперения — 9 м. Размах крыла — 31 м, $b_{ср}$ = 3,2 м.

Определим величину дополнительного скоса потока перед горизонтальным оперением от действия одного (для простоты расчета) — ближнего вихревого шнура, сбегающего с конца механизированной части крыла.

Величина скоростей, индуцируемых полубесконечным вихревым шнуром, определяется с достаточной точностью по формуле:

$$V_y = \frac{\Gamma}{4\pi R}$$

Г — величина циркуляции (характеристики интенсивности вихря);

R — расстояние от места определения индуцируемой скорости до оси вихревого шнура.

Тогда в зоне внешних торцов горизонтального оперения будем иметь

$$R = \frac{(19-9)}{2} = 5 \text{ м}$$

Приравнивание величины подъемной силы, получаемой по формуле Жуковского, величине, полученной по эмпирической формуле, определит нам необходимую для расчета величину циркуляции Г:

$$G = Y = \rho \times V \times \Gamma \times L = C_y \times \rho \times S \times \frac{V^2}{2}, \text{ откуда}$$

$$\Gamma = \frac{C_y \times V \times b_{\text{ср}}}{2}, \text{ и}$$

$$\Delta\alpha_{\substack{\text{ск.}\\\text{конц}}} = \frac{V_y}{V} = \frac{\Gamma}{4\pi RV} = \frac{C_y \times V \times b_{\text{ср}}}{4\pi RV \times 2} = \frac{G \times 2 \times b_{\text{ср}}}{\rho \times S \times V^2 \times 4\pi R \times 2} = -0{,}048 = -2{,}7°$$

Аналогично для корневого сечения горизонтального оперения:

$$\Delta\alpha_{\substack{\text{ск.}\\\text{корнев.}}} = \Delta\alpha_{\substack{\text{ск.}\\\text{конц}}} \times \frac{R}{R_o} = -0{,}048 \times \frac{5}{9{,}5} = -0{,}025 = -1{,}4°, \text{ где } R_o = \frac{19}{2}$$

$$\Delta\alpha_{\text{ск}} = -0{,}025 = -1{,}4°, \quad \Delta\alpha_{\substack{\text{ск.}\\\text{средн}}} = -2{,}05°$$

Таким образом, влияние одного (ближнего) вихревого шнура в этом случае выглядит в виде дополнительного скоса потока перед горизонтальным оперением величиной несколько большей двух градусов.

Учет влияния двух вихревых шнуров даст, естественно, несколько большую величину этого скоса.

При наличии скольжения влияние существенно изменится, так как появится ассимметрия влияния вихревых шнуров: левая и правая половины горизонтального оперения будут на различных расстояниях от соответствующих вихревых шнуров, стекающих от концов механизированной части крыла.

Кроме вихрей, источниками которых является создание подъемной силы, для транспортного самолета общепринятой схемы характерны также подфюзеляжные вихри, существование которых обязано специфичности форм хвостовой части фюзеляжа транспортного самолета. Поток, скошенный вниз крылом, взаимодействует с потоком, обтекающим отогнутую кверху хвостовую часть фюзеляжа, и, поскольку между направлениями этих потоков имеются существенные углы, возникает пара подфюзеляжных вихрей.

Зарождение этих вихрей происходит внизу — в месте перехода цилиндрических поперечных сечений фюзеляжа в формы, образующие левую и правую скулы нижней поверхности части фюзеляжа, где располагается грузовой люк, закрываемый рампой (см. рис. 9).

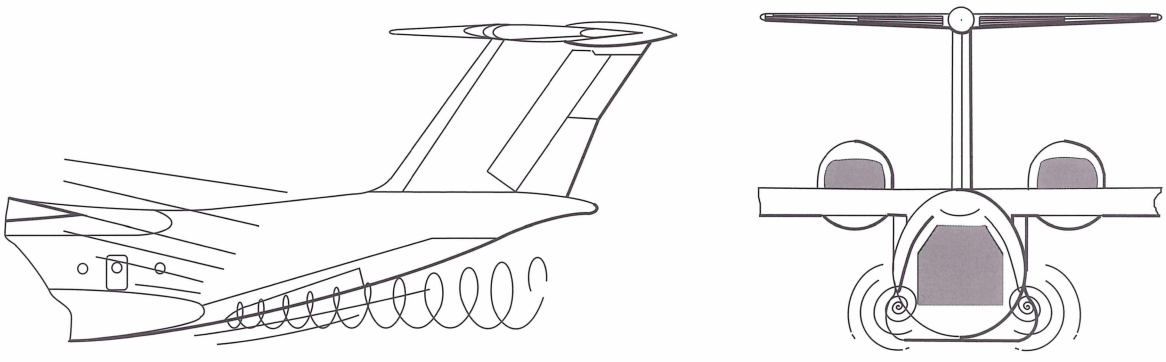


Рис. 9

Безусловно, что эти вихри, забирая у самолета значительную часть энергии на свое образование, создают очень нежелательное дополнительное существенное лобовое сопротивление, увеличивающее расход топлива, необходимого для осуществления полета. Поэтому при проектировании самолета принимаются все возможные конструктивные меры для уменьшения интенсивности этих подфюзеляжных вихрей, но без ухудшения

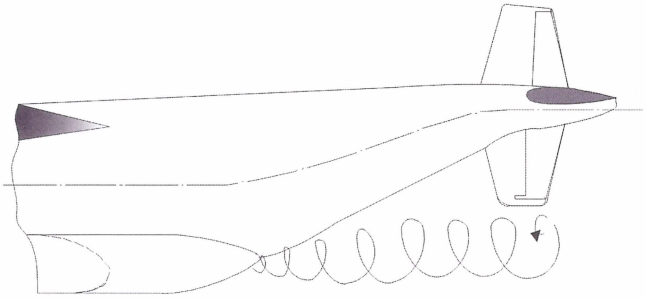


Рис. 10

условий погрузки-выгрузки или сбрасывания грузов.

На самолете Ан-22, например, значительное уменьшение мощности этих вихрей достигнуто, во-первых, наращиванием (удлинением) тела фюзеляжа в виде отогнутого вниз от оси фюзеляжа стекателя, напоминающего по своей форме бобровый хвост. Во-вторых, поверхности хвостовых частей обтекателей основного шасси затянуты на места зарождения подфюзеляжных вихрей. При этом достаточно большие радиусы поверхности обтекателей шасси лучше «стыкуют» упомянутые выше два потока, чем малорадиусные начинающиеся скуловые формы фюзеляжа (см. рис. 10).

На самолетах Ан-24 и Ан-26 этим же целям уменьшения мощности подфюзеляжных вихрей служат разработанные на фирме специальные формы — подфюзеляжные гребни. Форма этих гребней была получена в результате детального исследования особенностей структуры потока в околофюзеляжном пространстве моделей этих самолетов в аэродинамической трубе фирмы (см. рис. 11).

На самолетах Ан-72 и Ан-74 применены «бобровые» хвосты, затягивание обтекателей шасси на места начала скулообразования и приемлемые радиусы скуловых форм нижней хвостовой части фюзеляжа. Следует отметить, что крыльевые концевые вихри и подфюзеляжные вихри практически не влияют на структуру пограничных слоев крыла и фюзеляжа, то есть они не приводят к какому-либо отрыву потока от поверхности крыла или фюзеляжа, а увеличивают сопротивление самолета затратами дополнительной мощности на вредные вихреобразования, существующие в околосамолетном пространстве.

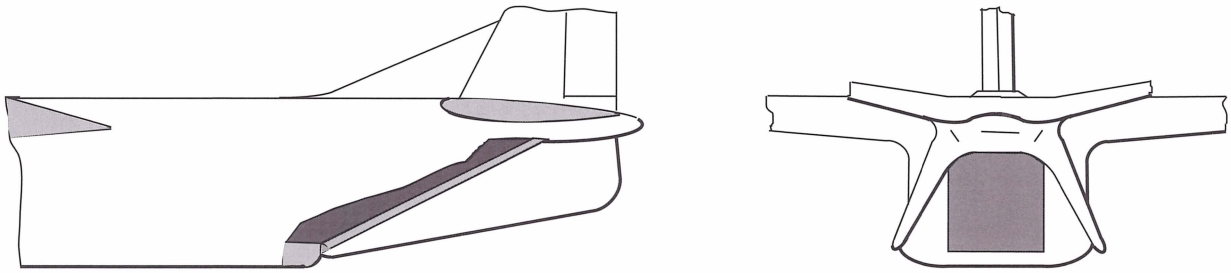


Рис. 11

Есть еще один тип вихреобразований — «закрытые» вихреобразования, значительно меньшие по энергоемкости, которые сопутствуют всем нормальным режимам полета, но приносят иногда весьма существенный урон самолету. Это, например, вихревые шнуры, образованные в каналах, не выходящих за пределы общих контуров агрегатов самолета. Образование и подпитка этих шнуров происходят за счет энергии обтекающего потока (то есть в конечном итоге за счет топлива, расходуемого двигателями). К такому роду вихреобразований относятся, например, вихревые шнуры, образуемые над и под носиками элеронов и рулей высоты, а также справа и слева носика руля направления (см. рис. 5, 12).

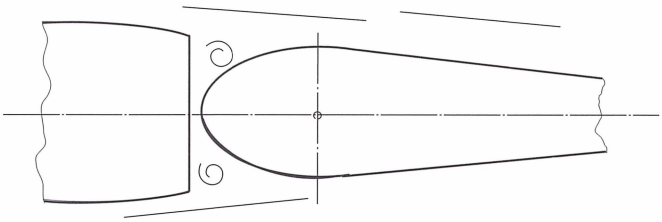


Рис. 12

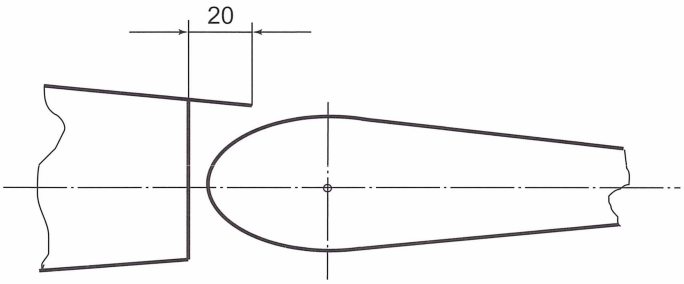


Рис. 13

Вихревые шнуры, образуемые в полете над носиком элерона, способствуют при выходе самолета на критические углы атаки быстрому распространению срыва вдоль размаха элерона при дальнейшем увеличении угла атаки, уменьшая таким образом до некоторой степени и само значение критического угла атаки.

При доводке самолета Ан-72 в процессе летных испытаний были применены весьма простые конструктивные меры по ликвидации такого отрицательного явления путем установки небольшого козырька над носиком элерона, являющегося продолжением (нависанием) обшивки крыла (рис.13).

Такой козырек, не уменьшая диапазона потребных углов отклонения элерона, значительно уменьшает интенсивность вихревого шнура над носиком элерона и предотвращает быстрое распространение срывной зоны потока на крыле вдоль размаха элерона при выходе самолета на околокритические углы атаки.

Подобный вихревой шнур образуется и за нижней носовой частью выдвинутого предкрылка или отклоненного щитка Крюгера (рис. 14).

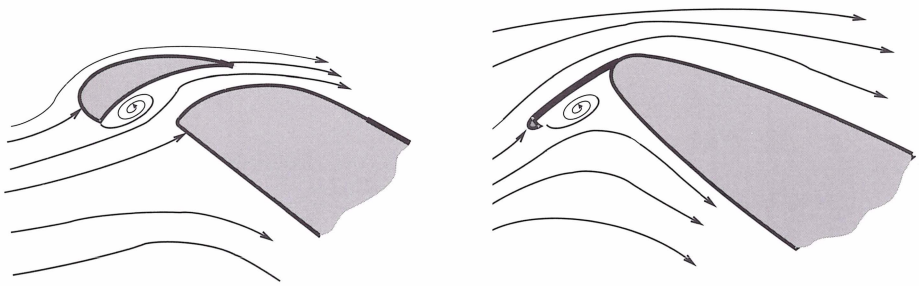


Рис. 14

Подобные же вихри, но значительно меньших размеров образуются на всяких, даже самых малых ступеньках обшивки самолета или ступеньках на агрегатах, выступающих за контуры обшивки, например, при выполнении стыков обшивки внахлест, в местах стыков капотов, крышек лючков на поверхности самолета и т. п. (см. рис. 15).

В этих случаях сила сопротивления самолета может существенно увеличиться, так как дополнительные потери будут связаны не только с первичным вихреобразованием,

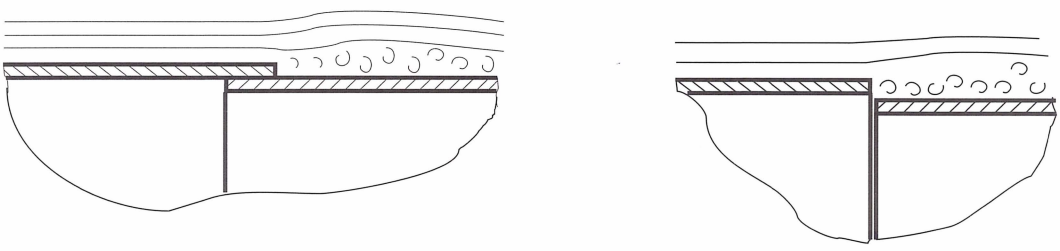


Рис. 15

но и со значительными потерями из-за турбулизации и утолщения пограничного слоя за ступенькой вниз по потоку. Поэтому даже маленькая фаска, снятая на ступеньке, может вдвое или втрое снизить это дополнительное сопротивление.

Как пример, рассмотрим не согласованный в свое время с аэродинамиками чертеж спроектированного конструкторами механизма выходного устройства ВВР системы кондиционирования воздуха. Выходные жалюзи этого устройства удерживаются в рабочем (открытом) положении воздействием воздушного потока на отклоняемую напором потока пластинку. Эта пластинка работает как интерцептор, срывая за собой поток, турбулизирующий обтекание фюзеляжа на всей полосе вниз по потоку за пластинкой-интерцептором (рис .16)

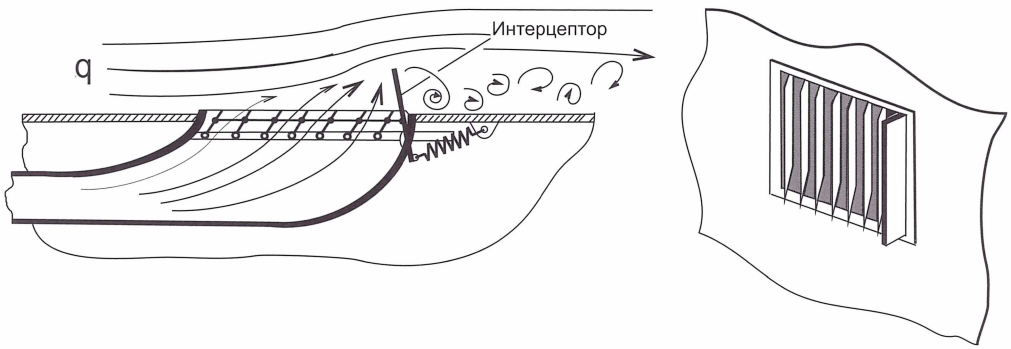


Рис. 16

Для наглядности выполним приближенный расчет потерь топлива вначале на один такой выход, а потом удвоим результат, так как на самолете два таких устройства.

Размеры интерцептора — 0,16 м × 0,04 м;

Режим полета — крейсерский со скоростью 400 км/ч;

Величина скоростного напора — $q = 772$ кг/м^2;

Тогда величина сопротивления собственно пластинки-интерцептора определится выражением $Q_{си} = C_{x\,си} \times S_{си} \times q = 0{,}8 \times 0{,}04 \times 0{,}16 \times 772 = 3{,}95$ кг, а дополнительное сопротивление из-за турбулентности пограничного слоя в полосе на поверхности фюзеляжа вниз по потоку в первом приближении будет равно:

$$\Delta Q_{фт} = \Delta C_f \times S_{фт} \times q = 0{,}00025 \times 0{,}16 \times 14 \times 772 = 0{,}43 \text{ кг, где}$$

ΔC_f — приращение величины коэффициента трения плоской пластины из-за турбулизации потока за интерцептором,

$S_{фт}$ — приблизительная величина площади поверхности фюзеляжа, на которой турбулизирован поток.

Всего в сумме потери составят $\Delta Q = 3{,}95 + 0{,}43 = 4{,}4$ кг. При полетном весе 30000 кг на высоте эшелона и величине аэродинамического качества 14 эти потери приведут к увеличению расхода топлива примерно на 0,2%. Мало это или много, но этих потерь можно было избежать применением какой-нибудь альтернативы, а не варварского интерцепторного принципа.

Иногда даже самые малые вихреобразования приводят к разрушающим результатам. Ярким примером этого может послужить история с индикатором обледенения ВУО-2 на самолете Ан-24. При проектировании этого индикатора аэродинамики дали рекомендации по форме обтекателя-стекателя основной трубки прибора, находящейся в потоке (рис.17, поперечное сечение, изображенное сплошной линией).

Вначале завод так и выполнял деталь-обтекатель.Но затем какой-то бравый рационализатор «упростил» форму до простого клина! (Пунктир на рис. 17). В полете появились вихри, частота их совпала с собственной частотой пластинчатой консольной детали крепления индикатора к фюзеляжу, и... ВУО-2 начали отваливаться в полете. Пришли заводчане жаловаться к аэродинамикам, а те заметили «рацуху». Восстановили прежнюю рекомендованную форму обтекателя — и дефект исчез.

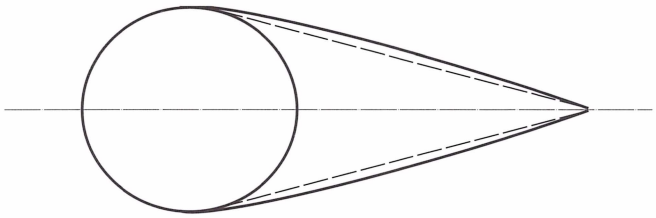


Рис. 17

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Одной из исходных зависимостей для аэродинамического расчета самолета является C_x (C_y), именуемая в графическом изображении полярой самолета. Свое название эта зависимость получила от кривой, построенной Отто Лилиенталем в виде годографа векторов аэродинамической реакции воздуха на воздействие летательного аппарата, соответствующих различным углам атаки крыла (см. рис. 18.).

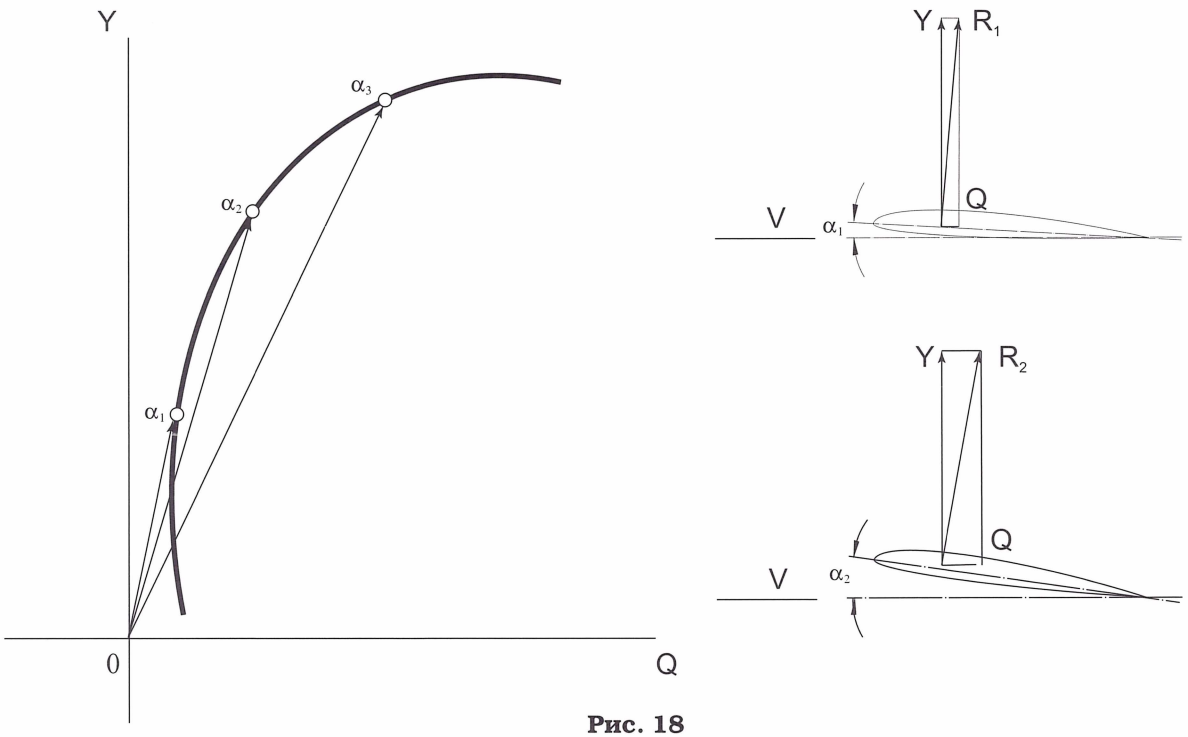


Рис. 18

Если векторы равнодействующих аэродинамической силы, C_R, отнесенные по модулю к величинам скоростного напора и площади крыльев, отложить из точки «0» для различных углов атаки, то их вершины опишут годограф — это и будет поляра самолета.

Характерными точками на поляре являются:

1. Точка, соответствующая минимальному значению коэффициента C_x — силы лобового сопротивления.

Величина $C_{x\,min}$ совместно со значением λ удлинения крыла и величиной угла φ его установки на фюзеляже определяют величину максимального аэродинамического качества самолета и угол атаки крыла, которому будет соответствовать K_{max}.

2. Точка, соответствующая углу атаки, при котором реализуется K_{max} самолета.

3. Точка, определяющая величину $C_{y\,max}$ самолета.

Нетрудно заметить, что величина аэродинамического качества $K = Y/Q$ соответствует тангенсу угла наклона вектора коэффициента равнодействующей C_R к оси скорости — оси C_x.

Влияние изменений величин $C_{x\,min}$, λ, и $\varphi_{кр}$ на величину аэродинамического качества K_{max} и α_{Kmax} показано на рис. 19.

Благодаря большому удлинению крыла и доведенной аэродинамике самолета, поляры самолета Ан-74 вполне удовлетворительны для транспортного самолета с возможностью эксплуатации на грунтовых аэродромах.

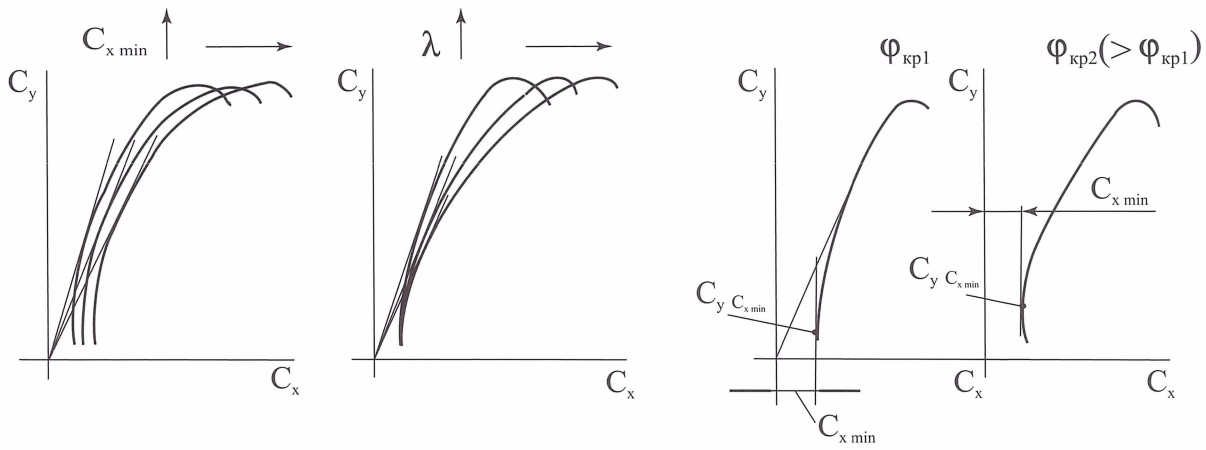


Рис. 19

Следует, конечно, различать зависимости $C_y(C_x)$ для крейсерских скоростей полета ($M = 0{,}5...0{,}55$) и поляры для взлетно-посадочных режимов ($M = 0{,}2$; $Re = 23 \times 10^6$) при различных положениях закрылков.

Взлетно-посадочные поляры расчетным путем получить затруднительно из-за неопределенности зависимости величины критического угла атаки от чисел Re режимов взлета и посадки. Эти поляры, полученные вначале на основании данных трубных испытаний моделей самолета при $Re = (1–6) \times 10^6$ и теоретических расчетов, скорректированы затем по данным летных испытаний самолета Ан-74 при определении скоростей сваливания для различных полетных весов, высот и режимов работы двигателей.

Остановимся на физических основах возникновения отрыва потока на крыле при его выходе на большие углы атаки.

Рассмотрим одну из характерных точек поляры — $C_{y\,max}$. Каковы причины зависимости величины $C_{y\,max}$ крыла от физических параметров обтекания крыла? (См. рис. 20).

Как видно из рисунка, верхняя часть набегающего на крыло потока — полупоток «В» в передней зоне «К» обтекания профиля (конфузорная часть — сужение потока) разгоняется до плоскости «М–М» минимального сечения верхнего полупотока, а затем в зоне «Д» (диффузорная часть — расширение потока) тормозится, расширяясь. Соответственно, к сечению «М–М» давление в потоке уменьшается, а затем повышается в зоне «Д» до исходного значения набегающего потока.

Таким образом, в зоне «К» — устойчивое течение, идущее от мест с большим давлением к местам с меньшим давлением. Наоборот, в зоне «Д» течение идет от мест с меньшим давлением к местам с большим давлением, то есть поток в зоне «Д» — диффузора — встречает и преодолевает противодавление, благодаря своему запасу кинетической энергии.

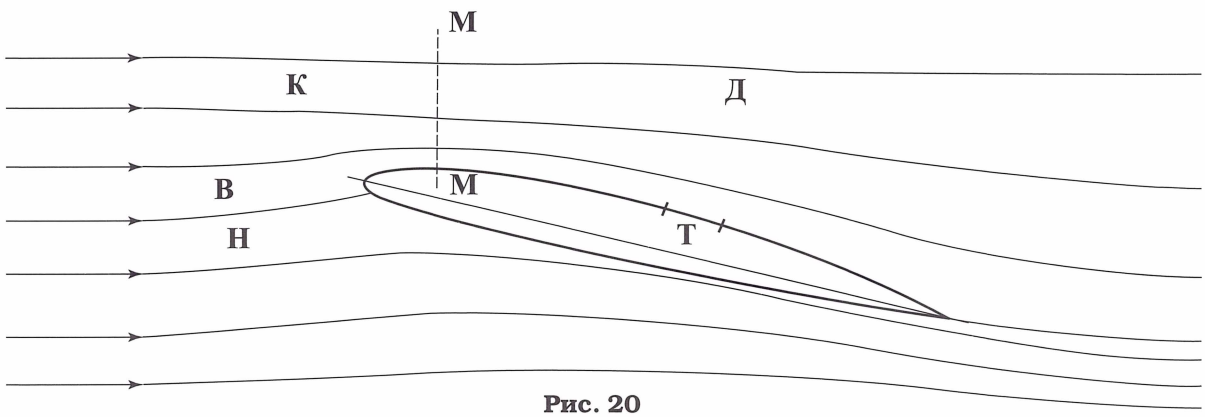


Рис. 20

Кроме противодавления, поток вблизи поверхности крыла тормозится еще и из-за трения о металлическую обшивку крыла. Какова природа этого трения?

Для выяснения этой природы рассмотрим физику процесса обтекания на участке «Т» потока вблизи поверхности крыла (см. рис. 20).

«Удобнее» будет рассматривать явление при увеличении изображения в 25—30 тысяч раз (см. рис. 21).

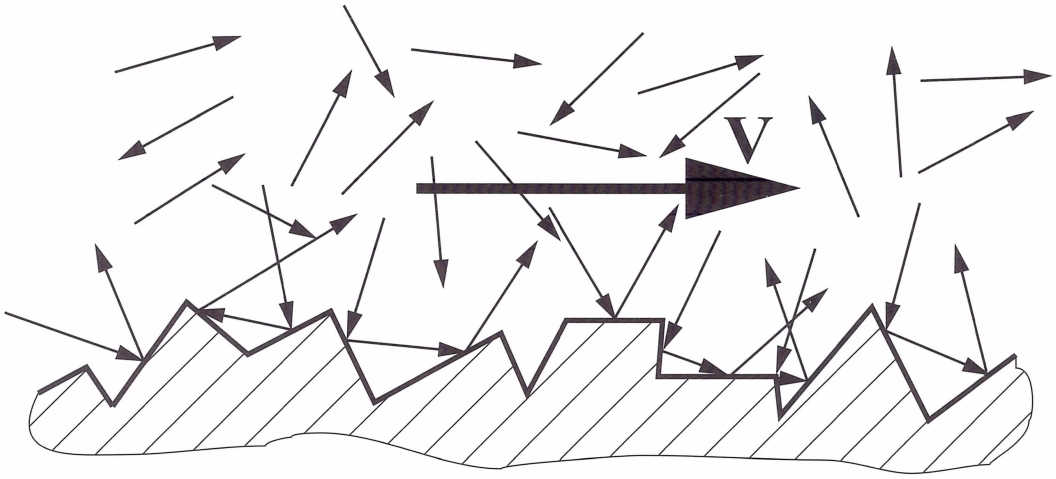


Рис. 21

Вместо полированной зеркальной поверхности мы увидим остроконечную многогранную поверхность. Это «вытыкающиеся» на поверхность граничные элементы кристаллических решеток материала обшивки крыла (если оставить без внимания покрытия, несколько сглаживающие картину взаимодействия частиц потока и кристаллических структур обшивки крыла).

Кроме перемещения всей массы частиц воздуха со скоростью V обтекания потоком крыла (макрокартина обтекания), мы увидим, как частицы воздуха, обладающие в своем хаотическом молекулярном движении определенным количеством движения, ударяются о «грани» кристаллических решеток, отдавая твердому телу часть своего количества движения, и отражаются обратно в поток. Сталкиваясь в потоке с другими еще не ослабленными частицами, побывавшие в соприкосновении с твердым телом частицы забирают часть количества движения, частично восстанавливая свой первоначальный уровень количества движения. В результате таких колоссальных по своему количеству соударений в приграничном к поверхности обтекаемого тела слое теряется некоторое количество кинетической энергии и появляется торможение потока. Так появляется пограничный слой, утолщающийся, естественно, по ходу потока.

Постепенное уменьшение скорости в пограничном слое при значительных степенях расширения потока в диффузорной части потока около профиля крыла (в том числе и изза увеличения углов атаки крыла) может привести к тому, что у самой поверхности крыла наступит полная остановка потока воздуха («кинетика выдохлась!»). Но ведь в диффузоре всегда имеется противодавление. Вот оно-то и вызовет противоток основному течению, который и оторвет основной поток от поверхности крыла на последующем участке течения. Это и будет так называемый диффузорный отрыв потока на крыле (см. рис. 22).

Естественно, что чем больше степень диффузорности у верхнего полупотока на крыле, тем раньше при увеличении угла атаки крыла (при меньшем угле атаки) произойдет отрыв потока.

А теперь посмотрим, как будет протекать аналогичная картина в случае обтекания такого же (геометрически) профиля крыла, но, скажем, в пять раз большего по своей

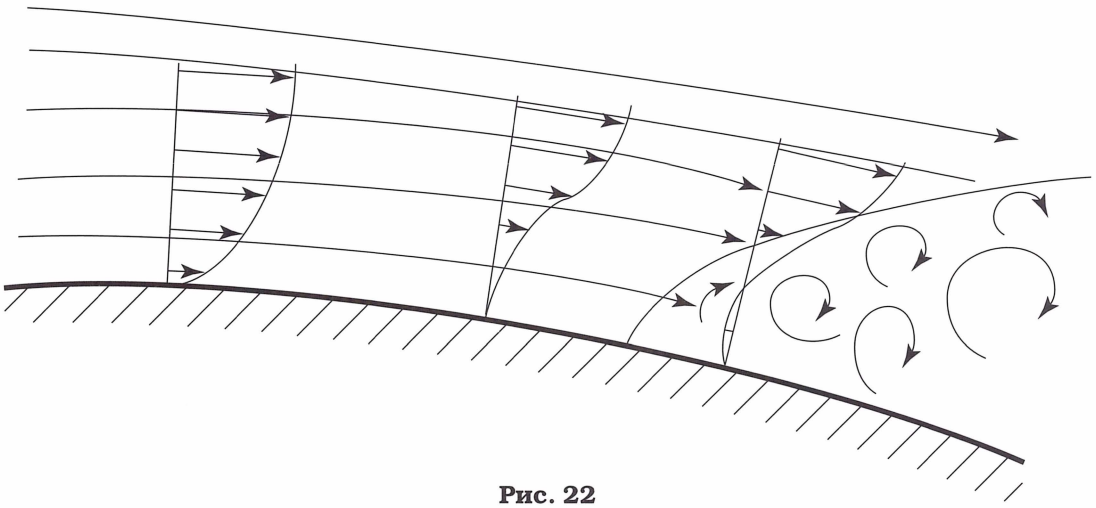


Рис. 22

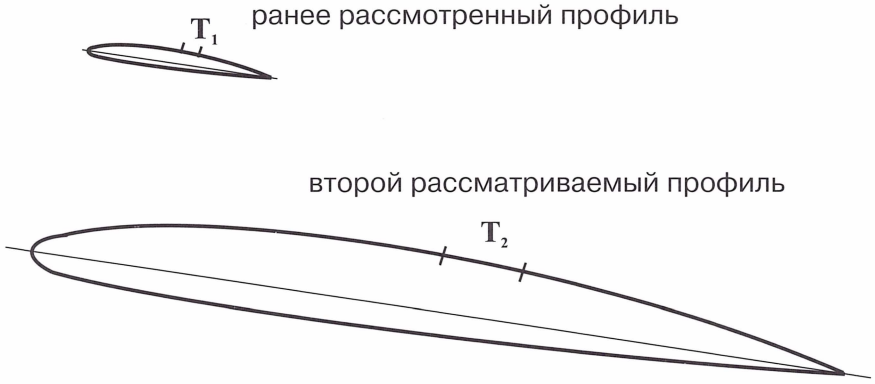


Рис. 23

хорде (см. рис. 23). По сравнению с первым случаем линейные размеры явления увеличены в 5 раз. Следовательно, размеры площадки, на которой изучалась физика образования трения воздуха об обшивку крыла, во втором случае увеличатся (как площадь) в 25 раз, а объем части приграничного потока, из которого соударяющиеся частицы «выкачивают» кинетическую энергию, увеличится в 125 раз.

Таким образом, во втором случае поток в диффузорной своей части должен быть более устойчивым, так как величина соотношения объема и площади при прочих равных условиях будет значительно больше, и для «высасывания» кинетической энергии ослабленными частицами будет больше «запасов» этой энергии.

Если теперь мысленно на рис. 23 соединить начала и концы профилей, то получим рисунок (см. рис. 24) крыла трапециевидной формы и вполне определенный вывод —

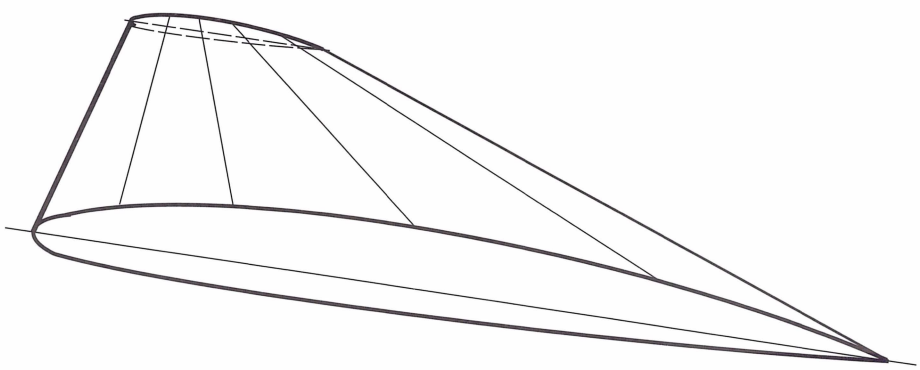


Рис. 24

если крыло трапециевидной формы в плане набрано из одних и тех же профилей, имеющих общую плоскость хорд, то при увеличении угла атаки такого крыла первоначальный отрыв потока произойдет на самом крайнем участке крыла, у самого его конца, то есть в самом неблагоприятном месте по условиям сваливания самолета на крыло.

Очевидно, что с увеличением сужения крыла это будет усугубляться.

Для предотвращения подобного недопустимого явления при компоновке крыла предусматривают либо «аэродинамическую», либо геометрическую крутку крыла, не допуская сужения крыла более 3.

Аэродинамическая крутка крыла заключается в применении различных профилей для корня и конца крыла: на конце ставится профиль с хорошими характеристиками по устойчивости диффузора, т.е. профиль с большой величиной критического угла атаки, а в корень крыла ставят худший по сравнению с концевым профиль, с меньшим значением критического угла атаки.

Геометрическая крутка крыла заключается в установке (еще в стапеле сборки крыла) концевых сечений крыла под углом, на несколько градусов (2–4) меньшим угла установки корневых сечений. Таким образом, при увеличении углов атаки крыла, имеющего аэродинамическую или геометрическую крутку, концевые сечения подходят к своему критическому углу атаки позже, чем сечения крыла, расположенные где-то, например, на относительном расстоянии по размаху Z = 0,6—0,75. Это значительно снижает величину скорости кренения самолета при выходе его на критические углы атаки.

Крыло самолета Ан-74 имеет геометрическую крутку. Для этого еще в стапеле сборки крыла концевые нервюры устанавливают под углом -3° по отношению к плоскости хорд центроплана. Между нервюрой № 3 и концевой нервюрой профили образуются линейной интерполяцией, т.е. соответствующие процентные точки корневого и концевого сечений соединены прямыми линиями с изломом на сечении нервюры № 20.

Следует иметь в виду, что рассмотренная зависимость величины критического угла атаки от величины сужения крыла не является единственной. Существуют и другие зависимости величины критического угла атаки от, например, собственно формы профиля, особенно в его диффузорной части, от углов стреловидности крыла, характера деформации крыла под нагрузкой и др.

Для самолета Ан-74 величины критических углов атаки для различных конфигураций самолета по результатам летных испытаний следующие:

$\delta_з°$ =	0	10–19	1–25	30–40 (по техописанию)
$\delta_{кр}°$ =	$\underset{M}{14–17}$	18	19	20

Здесь же уместно привести значения допустимых для полета углов атаки (по УАП).

$\alpha_{доп}$ =	9,1–12,1	15,2	15,2	15,2

Поляры самолета Ан-74 выглядят, как показано на рис. 25. Поляра для самолета с убранными закрылками приведена для двух случаев:

«а» — поляра для M = 0.6, т.е. для крейсерских режимов, когда существенно проявляется влияние сжимаемости воздуха. Целесообразней было бы сказать (для лучшего физического понимания) — для скоростей полета, при которых местные скорости обтекания

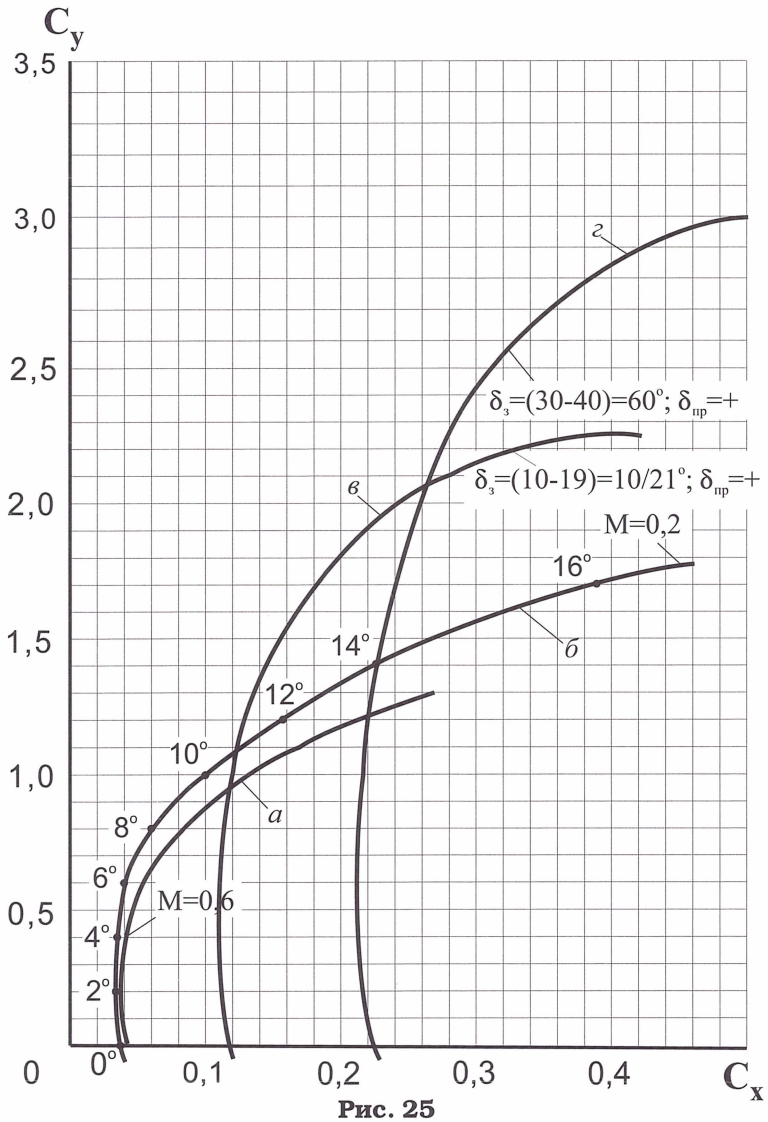


Рис. 25

крыла и других агрегатов самолета близки по величине к скорости распространения малых возмущений в воздухе — к скорости звука.

Эта поляра отличается от поляры самолета при малых скоростях полета чуть большей величиной $C_{x\ min}$, и значительно меньшей величиной $C_{y\ max}$, поскольку к $C_{x\ min}$ добавляются местные волновые потери, а возможные выходы самолета под воздействием очень сильных вертикальных порывов ветра на большие углы атаки сопровождаются не диффузорным, а скачковым отрывом потока на верхней поверхности крыла в месте возникновения скачков уплотнения.

«б» — поляра для малых скоростей полета. Используется при расчете взлетно-посадочных характеристик в случае убранных закрылков.

«в» и «г» — поляры для самолета с выдвинутыми закрылками соответственно во взлетное и посадочное положения.

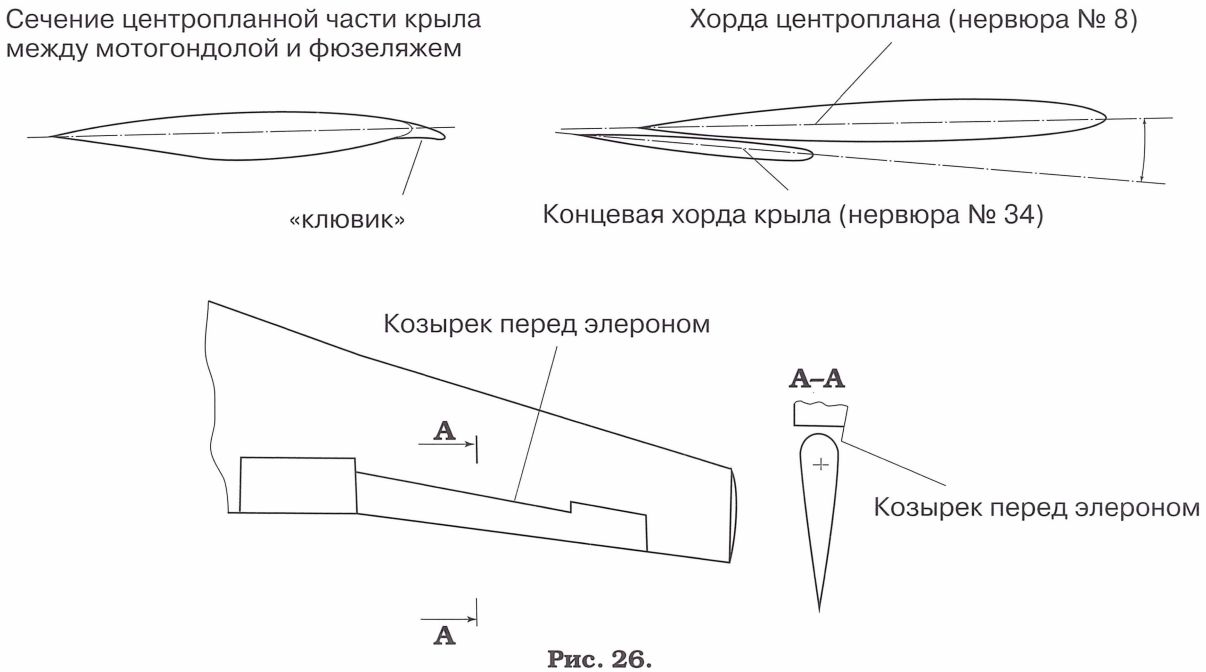


Рис. 26.

Конструктивные элементы самолета Ан-74, предотвращающие неблагоприятное появление и развитие срыва потока на крыле при выходе на большие углы атаки показаны на рис. 26.

Все поляры даны для самолета с убранным шасси и для условий работы двигателей на малом газе.

Характеристики $C_y(\alpha)$ и $K(C_y)$ самолета Ан-74 приведены на рис. 27.

На рис. 28 даны зависимости $C_x(M, C_y)$.

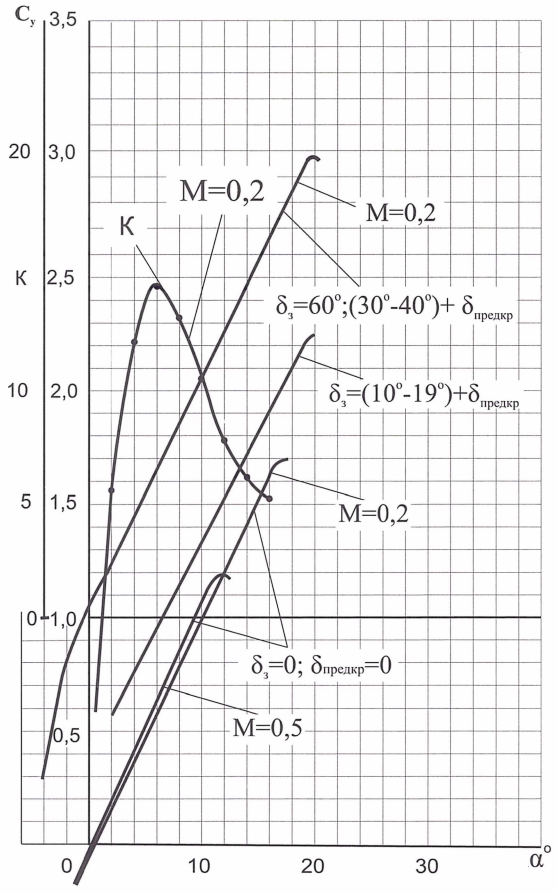


Рис. 27

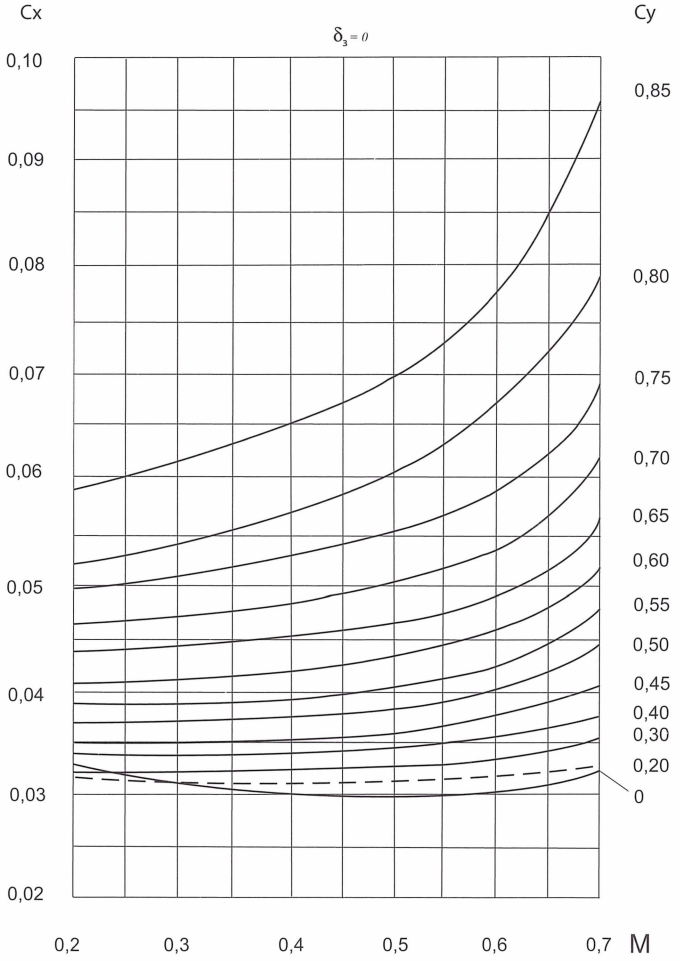


Рис. 28

ЗАМКНУТЫЙ СРЫВ

Как уже указывалось ранее, схема Т-образного хвостового оперения, принятая для самолета Ан-74, на закритических углах атаки приводит к попаданию оперения в зону полностью сорванного потока на крыле. Так как скоростной напор в этой зоне значительно меньше, чем в невозмущенном потоке, эффективность оперения резко уменьшается, аэродинамический фокус самолета уходит далеко вперед, ничем не парированные (при неподвижном штурвале!) кабрирующие моменты крыла гонят самолет на еще большие углы атаки.

Если пилот не вмешается своевременно в управление, то этот процесс кабрирования будет продолжаться до тех пор, пока горизонтальное оперение не выйдет ниже полосы сорванного крылом потока. Для данной компоновки самолета этот выход происходит при углах атаки порядка 45–50°.

Горизонтальное оперение после выхода из зоны заторможенного потока восстанавливает свои балансировочные возможности, кабрирование прекращается, и самолет переходит в крутое снижение, выдерживая этот громадный балансировочный угол атаки.

Естественно, чтобы вернуть самолет к нормальным летным углам атаки (см. рис. 29), необходимо повернуть самолет отклонением руля высоты (практически до упора штурвала «от себя»). Самолет возвратится в допустимый интервал углов атаки, если эффективности руля высоты (а следовательно, и всего горизонтального оперения в целом) достаточно будет на всем диапазоне промежуточных углов атаки, соответствующем прохождению горизонтального оперения через полосу сорванного крылом потока, для получения и сохранения пикирующего момента. Эта простая истина ясна из рис. 29. На рисунке показаны моментные кривые для предельных положений руля высоты и для промежуточного положения руля, при котором, скажем, произошел заброс самолета на закритические углы атаки.

Если запас площади горизонтального оперения и эффективности руля высоты рассчитан при проектировании самолета достаточным для вывода самолета из замкнутого срыва, то при попадании самолета в область закритических углов атаки возврат самолета к исходному режиму полета будет возможен с любого промежуточного положения, вплоть до $\alpha_{2\,бал}$. Для этого достаточно будет только отдачи штурвала от себя до упора.

Если же этот запас не рассчитан и он недостаточен, то возврат к исходному режиму возможен только при немедленной реакции пилота по отдаче штурвала {по рисунку — до точки «к» моментной кривой, так как после перехода через эту точку самолет попадет в область замкнутого срыва и не сможет преодолеть хотя и небольшой, но кабрирующий момент левее точки $\alpha_{з\,бал}$, несмотря на отклоненный до упора руль высоты вниз).

Увеличение площади горизонтального оперения по этой причине было выполнено на английском самолете ВАС-1-11 и на советском самолете Ту-134 по результатам летных испытаний, полученных дорогой ценой.

Самолет Ан-74 имеет площадь горизонтального оперения и эффективность руля высоты вполне достаточную для вывода самолета из замкнутого срыва, так как расчет площади и руля основывался на результатах подробного исследования явления замкнутого срыва на моделях самолета, испытанных в аэродинамической трубе фирмы «АНТОНОВ».

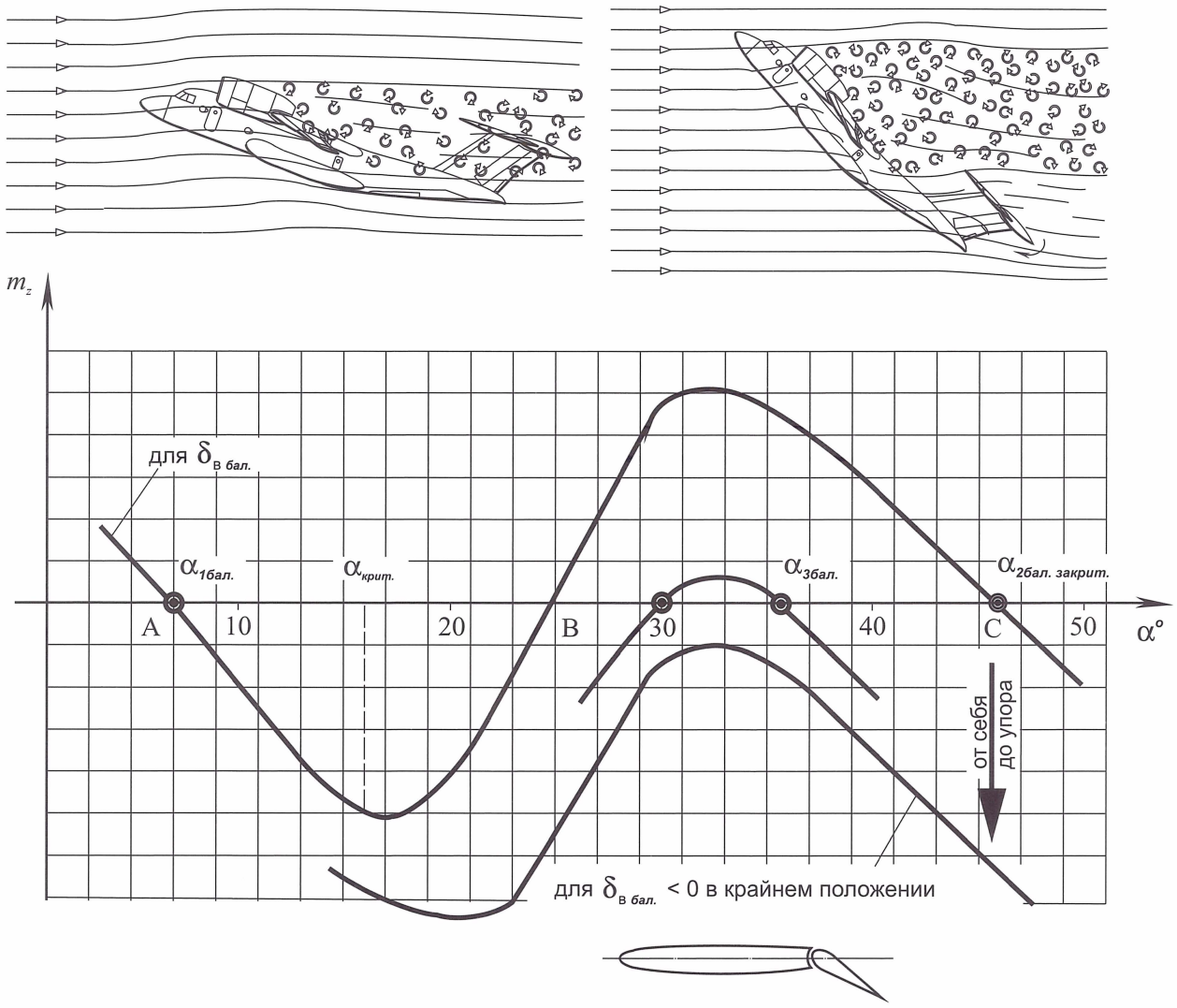


Рис. 29

Нужно особо отметить, что попадание самолета в ситуацию замкнутого срыва — практически невероятное событие, так как ограничение $\alpha_{э\ max\ доп}$ и, соответственно, $V_{min\ доп}$ надежно защищают самолет как при торможениях до этой скорости в экстраординарных условиях, так и при попадании самолета в нормативный вертикальный порыв ветра.

Привести самолет к режимам, угрожающим попаданием в замкнутый срыв, можно только в процессе проведения специальных летных испытаний, при постановке такой задачи.

И только лишь при грубейшей ошибке в пилотировании можно вывести самолет на такие режимы.

ПОТЕРИ ТОПЛИВА ПРИ ПОЯВЛЕНИИ ПРОТОЧНЫХ УЧАСТКОВ В КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА

В силу того, что в полете на поверхности самолета и внутри его конструкции устанавливаются различные величины давления, при появлении полости внутри конструкции, имеющей повышенное давление по сравнению с окружающей атмосферой или соединяющей места поверхности самолета с разными давлениями, появляются протоки воздуха под действием образующихся перепадов давления.

Такими местами являются ниши для шасси, створки капотов на мотогондолах, стыки крышек люков (дверей) с окантовкой люков, места гермовыводов системы управления самолетом и коммуникаций, откидные панели, зализы стыков крыла с фюзеляжем и т.п.

На эти протекания затрачивается определенная мощность, которая забирается у самолета путем работы сил дополнительного сопротивления.

Оценим величину потерь топлива хотя бы для одного случая — при нарушении целостности гермоуплотнения в местах стыка грузовой рампы и грузового люка. Пусть в результате какого-либо повреждения образовалась щель длиной 8 м и шириной 2 мм.

Для подсчета потерь воспользуемся формулой, определяющей величину мощности насоса, необходимой для обеспечения получающегося расхода воздуха из грузовой кабины через эту щель в атмосферу.

Формула насоса:

$$N_{\text{ЛС}} = G \times H_{\text{М}} : \frac{1}{75\eta}$$

G, кг/сек — секундный весовой расход (в данном случае воздуха) через щель;
H, м — перепад давления, под воздействием которого происходит утечка;
η — коэффициент полезного действия «насосной установки», который в рассматриваемом случае вряд ли будет больше 0,5.

Для определения величины весового расхода G используем формулу:

$$G = Q \times \gamma, \text{ где}$$

Q, м³/сек — секундный объемный расход;
γ — удельный вес вытекающего воздуха.

Но $Q = F_{\text{щели}} \times V_{\text{истеч}}$, где

$F_{\text{щели}}$ — площадь щели,
$V_{\text{истеч}}$ — скорость истечения воздуха.

Площадь щели $F_{\text{щели}} = L_{\text{длины щели}} \times \tau_{\text{ширины щели}} = 8 \times 0{,}002 = 0{,}016$ м².

Скорость истечения воздуха из «котла» определится по известной формуле:

$$V_{\text{истечен}} = \varphi \times \sqrt{2g \times H_{\text{переп}}}$$

где

φ — табличный коэффициент, учитывающий деформацию струи при ее образовании;

$H_{переп}$ — перепад давления, выраженный высотой столба истекающего вещества в метрах. В данном случае это перепад давления в грузовой кабине, равный 0,4 атм, 0,4 × 10333 = 4133 м.

Таким образом,

$$V_{истечен} = 0.8 \times \sqrt{2 \times 9{,}786 \times 4133} = 228 \text{ м/сек}$$

Здесь 9,786 — значение ускорения силы земного притяжения на высоте 8100 м, где рассматривается полет самолета.

Величина удельного веса вытекающего воздуха соответствует давлению и температуре в грузовой кабине.

Давление в грузовой кабине определится суммой давления наружного воздуха и величины избыточного давления в кабине, т.е.

$$P_{гр.каб.} = P_н + P_{изб} = 0{,}362 + 0{,}25 = 0{,}612 \text{ атм.}$$

А плотность при этом будет равна $\rho = 0{,}079 \frac{\text{мг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4}$. Тогда

$$\gamma_{0.762} = \rho_{0.762} \times g_{H=810} = 0{,}079 \times 9{,}786 = 0{,}773 \text{ кг/м}^3$$

Итак:

$G = Q \times \gamma = F_{щели} \times V_{истеч} \times \gamma = 0{,}016 \times 228 \times 0{,}773 = 2{,}82$ кг/с — весовой расход воздуха через щель. Величина теряемой мощности тогда:

$$N = G \times H_{переп} \times \frac{1}{75\eta} = 2{,}82 \times 0{,}4 \frac{10333}{75 \times 0{,}5} = 310 \text{ л. с.}$$

Как видим, эта щель оказалась довольно солидным «пустячком», забирающим у самолета в полете более 300 л.с.

Рассчитаем эквивалентную дополнительную силу сопротивления, соответствующую этим потерям.

Пусть это происходит при скорости V = 500 км/ч (139 м/с). Тогда работа эквивалентной силы сопротивления на скорости 139 м/с может быть приравнена к величине потерь:

$\Delta Q \times V = 310 \times 75$, откуда $\Delta Q = 167$ кг дополнительного сопротивления!

Пересчитаем эти потери на топливо.

При этой скорости полета (139 м/с) самолета с полетным весом, скажем, 30 т величина аэродинамического качества равна, примерно, К =13. Таким образом, величина силы лобового сопротивления самолета будет равна:

$$Q_{сам} = 30/13 = 2{,}3 \text{ т.}$$

Доля потерь при этом составит:

$$Q_{сам} = 167/2300 = 0{,}07 = 7\%.$$

Таким образом, в этом случае дополнительный расход топлива будет составлять 7–10%, что существенным образом сократит дальность полета.

А если таких «насосов» на самолете окажется много, то есть если за конструкцией самолета нет надлежащего контроля и эксплуатация его проводится небрежно, потери топлива на протекание конструкции могут вырасти до еще больших величин, не говоря уже о нарушениях инструкций по обслуживанию самолета и о поддержании на должном уровне условий его безопасной эксплуатации.

Еще раз следует напомнить, что расчетные летные характеристики и пределы всех эксплуатационных ограничений, помещенные в РЛЭ самолета, соответствуют **целому самолету** без каких-либо дефектов.

И если штурман замечает расхождение между фактическими и расчетными расходами топлива, то одной из причин может быть наличие протекания конструкции в полете.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ НА ВЗЛЕТЕ

Располагаемая мощность на взлете расходуется на:

1. Создание подъемной силы, уравновешивающей силу веса самолета для поддержания его в воздухе. Эта часть располагаемой мощности затрачивается на преодоление силы сопротивления Q самолета движению при создании крылом подъемной силы Y (путем скашивания назад-вниз встречных масс воздуха), уравновешивающей вес самолета G при скорости движения V:

$$\Delta N_{\text{расп г.п.}} = Q \times V \ \frac{\text{кгм}}{\text{сек}},$$

где

$$Q = \frac{Y}{K}$$

К — величина аэродинамического качества самолета во взлетной конфигурации и на режиме, соответствующем используемому в данный момент углу атаки крыла.

2. Преодоление силы тяжести при наборе высоты самолетом при его движении, скажем, по прямой наклонной траектории под углом Θ к горизонту. Скорость, с которой вес самолета поднимается вверх в поле земного тяготения, равна $V_y = V \times \text{Sin}\ \Theta$ (см. рис. 30). Учитывая реальные значения величин углов наклона траектории набора высоты для транспортного самолета, можно с достаточной степенью точности записать $V_y = V \times \Theta$, где угол Θ исчисляется в радианной мере.*

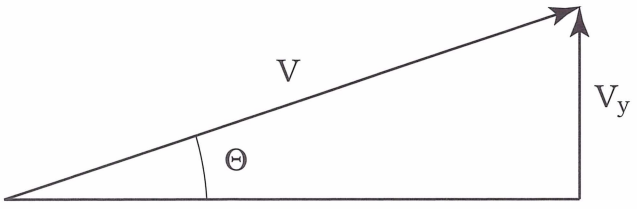


Рис. 30

Таким образом, можно записать:

$$\Delta N_{\text{расп набор}} = Q \times V_y \ \frac{\text{кгм}}{\text{сек}}$$

3. Разгон самолета. Вначале от нулевой скорости до скорости принятия решения, затем до скорости отрыва и т.д.

На разгон, то есть создание ускорения «а» массы самолета m = G/g, требуется сила F = (G/g) × a.

Эта сила разгоняет самолет при скорости V, следовательно:

$$N_{\text{расп ускор}} = F \times V = \frac{G}{g} \times a \times V \ \frac{\text{кгм}}{\text{сек}}$$

Поскольку других потребителей располагаемой мощности нет, справедливо равенство:

$$N_{\text{расп}} = \Delta N_{\text{расп г.п.}} + \Delta N_{\text{расп набора}} + \Delta N_{\text{расп ускор}}$$

Но $N_{\text{расп}}$ равна величине тяги двигателей, умноженной на скорость движения самолета, и, следовательно:

$$P_{\text{расп}} \times V = \frac{G}{K} \times V + G \times V \times \theta + \frac{G}{g} \times a \times V$$

* Для справки: один градус угла соответствует $\frac{2\pi}{360^\circ} = 0{,}0175$ рад

Эта формула будет выглядеть значительно «самолетнее» и понятней, если преобразовать ее простейшим делением всех составляющих равенства на произведение (G × V), имеющее размерность мощности. При этом получим:

$$\frac{P_{\text{расп}}}{G} = \bar{p} = \frac{1}{K} + \theta + \frac{a}{g}$$

Слева, очевидно, получена безразмерная величина, известная под названием тяговооруженность самолета, выражаемая отношением кг тяги / кг веса.

Тяговооруженность является одной из главнейших характеристик любого летательного аппарата — самолета, вертолета, ракеты. Ее величина определяет возможности летательного аппарата на любом режиме его полета. Следует помнить, что при постоянной величине расхода топлива тяговооруженность будет уменьшаться при увеличении скорости полета, так как величина расхода топлива определяет с точностью до значения коэффициента полезного действия развиваемую мощность двигателем, а мощность равна произведению работающей тяги на величину скорости, с которой работает эта тяга. Поэтому очень важно при определении тяговооруженности поточнее определять величину тяги двигателя и скорости движения самолета.

Полученная выше формула довольно проста и говорит нам, что на каждом режиме полета самолет затрачивает:

1. На поддержание самолета в воздухе часть тяговооруженности, численно равную величине, обратной величине аэродинамического качества самолета на этом режиме полета.

Например, если для взлетной конфигурации самолета на режиме начального набора высоты при скорости, например, 240 км/ч величина аэродинамического качества равна для самолета Ан-74, примерно, К ~ 9, то 1/К = 0,11: часть тяговооруженности потребуется только для поддержания горизонтального полета (без набора высоты и без ускорения);

2. На набор высоты -— часть тяговооруженности, численно равную величине угла наклона траектории, выраженной в радианном измерении.

Если для примера взять градиент набора 3%, то часть тяговооруженности, требуемая для этого набора высоты, составит Θ = 0,03.

3. На ускорение массы самолета в этот момент — часть тяговооруженности, численно равную величине a/g. Эта величина является одновременно показателем перегрузки в направлении оси скорости n_x = a/g. Ее можно считать также и как относительную величину ускорения $\bar{a}$ = a/g , то есть величину ускорения, выраженную в долях ускорения силы земного притяжения.

Формула распределения тяговооруженности наглядно показывает и теоретические основы расчетов предельно допустимых взлетных весов самолета, а также и возможные серьезные ошибки экипажей и их последствия при нарушении рекомендаций Руководства по летной эксплуатации самолета. В самом деле, если пилот будет разгонять самолет на взлете до скоростей, значительно превышающих указанные в РЛЭ, то этим он уменьшает возможности по набору высоты и может не получить требуемого угла наклона траектории (градиента), особенно в случае отказа одного двигателя на взлете. Это может привести к пересечению минимально допустимой траектории и, следовательно, к летному происшествию. Наоборот, при чрезмерном увеличении градиента набора высоты может не хватить тяговооруженности для разгона самолета до безопасных скоростей (см. рис. 31).

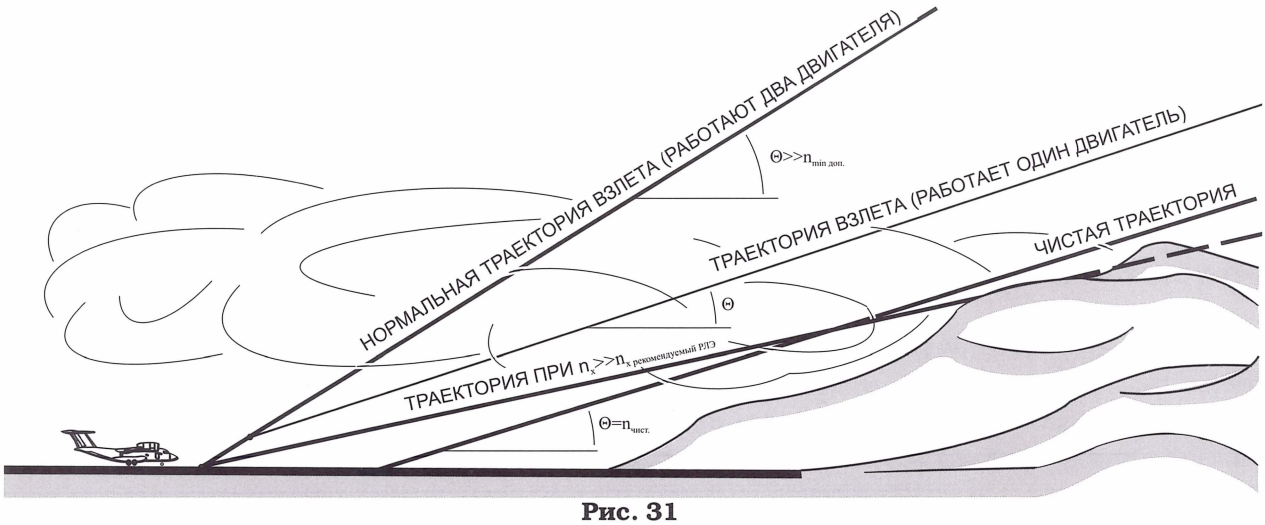


Рис. 31

$$p = \frac{P}{G}$$ — тяговооруженность

$$K = \frac{Y}{Q}$$ — величина аэродинамического качества

$$p = \frac{1}{K} + \underbrace{\Theta + n_x}_{\text{набор ускор}}$$

$$\Theta = \frac{V_y}{V}$$ — угол траектории набора высоты

$$n_x = \frac{a}{g}$$ — величина перегрузки в направлении скорости

Для избежания подобных вышеприведенных ситуаций экипаж должен строго придерживаться выдерживания скоростей самолета по этапам взлета, указанных в инструкции по пилотированию. В этом случае весь оставшийся избыток тяговооруженности, идущий на набор высоты, обеспечит хороший полный градиент траектории набора. В случае же отказа двигателя закон изменения скоростей по этапам взлета сохраняется, а градиент уменьшается до своего минимально допустимого значения автоматически, если, конечно, действительный взлетный вес самолета был определен и выдержан в соответствии с предполетным расчетом по условиям аэродрома взлета (длины полосы, метеоусловиям, препятствиям).

Рассмотрим пример для состояния самолета в точке траектории, когда самолет во взлетной конфигурации с весом 36 т при скорости 240 км/ч. В этом случае определим по характеристике P = F(V) величину взлетной тяги, которая, к примеру, будет равна 5,1 т для одного двигателя. Тогда получим для случая нормального взлета:

$$P = (5{,}1 \times 2)/36 = 0{,}283$$

Величина аэродинамического качества пусть будет 9 единиц, а требуемый градиент набора 3%. Тогда 0,283 = 0,11 + 0,03 + $\bar{a}$. То есть при этом возможен разгон с ускорением

$$a = \bar{a} \times g = 1{,}4 \ \frac{\text{км/ч}}{\text{с}}$$

что соответствует вполне достаточному для нормального выполнения взлета положению.

Если же в этот момент возникает отказ двигателя (да еще и критического), то ситуация резко изменяется:

а) величина аэродинамического качества несколько уменьшится из-за дополнительного сопротивления остановленного двигателя и, главное, из-за дополнительного сопротивления отклоненных для балансировки самолета рулей и элеронов.
Пусть это будет К = 8,5. Следовательно, 1/К = 0,118

б) градиент набора необходимо выдержать прежним по условиям безопасного прохождения самолета выше минимальной траектории взлета, т.е Θ = 3 %.

в) величина ускорения при этом будет равна:

$$\bar{a} = \frac{0{,}283}{2} - 0{,}118 - 0{,}03 = -0{,}0065 \ ,$$

т.е. самолет будет тормозиться.

Но пилот этого не допустит и даст штурвал от себя, чтобы хотя бы удержать скорость. Но при этом уменьшится градиент набора и самолет может пересечь линию препятствий, что создаст чрезвычайно опасную ситуацию.

Это все говорит о том, что фактически вес самолета превысил максимально допустимый по условиям минимально допустимых градиентов набора.

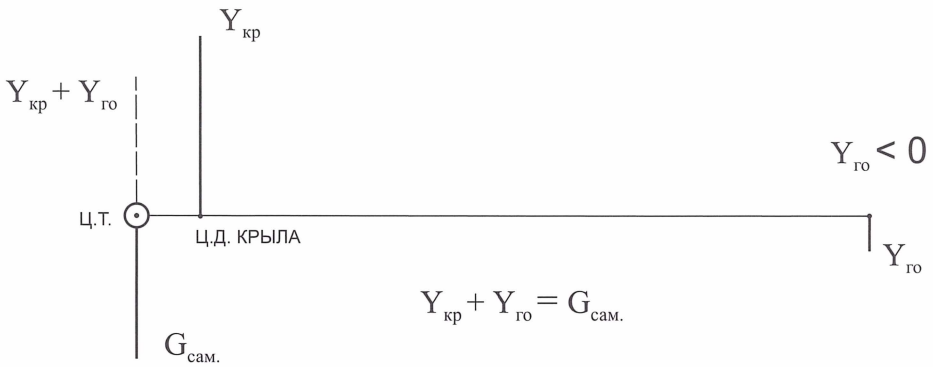
Как видно из приведенного анализа распределения тяговооруженности, на возможные сложности ситуаций влияют даже тысячные доли величины тяговооруженности. Поэтому, во-первых, очень важно расчеты предельно допустимого взлетного веса самолета вести с определенной точностью. Во-вторых, для обеспечения безопасности на взлете экипаж должен обладать достоверной информацией о величине перевозимого груза, о массе заправленного топлива и т.п. Равно, как и информацией о состоянии двигателей самолета: отвечают ли они тем номинальным заводским характеристикам, на основании которых были рассчитаны номограммы РЛЭ по определению предельно допустимых взлетных весов.

Анализ показывает также, что если взлет выполняется с ускорениями по этапам взлета большими, чем указано в РЛЭ, то градиент траектории первоначального набора высоты уменьшится, что очень опасно в случае отказа одного двигателя, особенно при взлете в темное время.

Обеспечение полета самолета, в первую очередь, осуществляется созданием крылом подъемной силы не меньшей, чем сила веса самолета. Но при этом центр давления на крыле (то есть точка приложения подъемной силы) не совпадает с точкой центра тяжести самолета.

Добавляя в эту систему двух параллельных сил третью силу — подъемную силу горизонтального оперения, мы получаем возможность путем отклонения руля высоты на определенный угол создать такую дополнительную подъемную силу горизонтального оперения, которая и уравновесит самолет (см. рис. 32).

а) Случай, когда центр тяжести самолета находится впереди центра давления крыла



б) Случай, когда центр тяжести самолета находится позади центра давления крыла

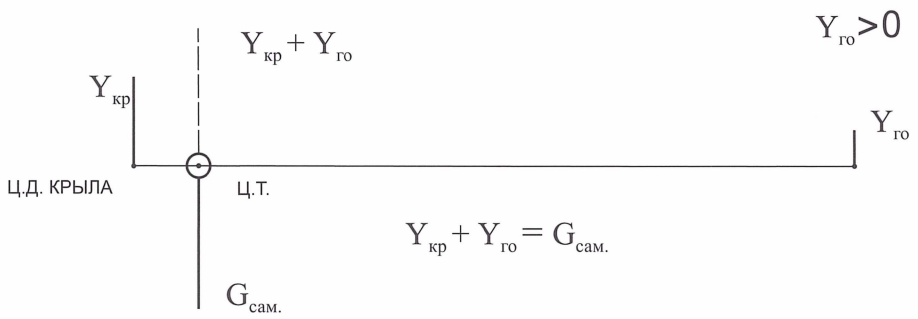


Рис. 32

Заметим, кстати, что возможный диапазон положений центра тяжести по условиям равновесия (но не устойчивости!) определится возможностями руля высоты, с помощью которого мы и получаем необходимые для равновесия величины подъемной силы горизонтального оперения. Естественно, что эти возможности имеют пределы, как по $Y_{го} > 0$, так и по $Y_{го} < 0$. Следовательно, и положение центра тяжести самолета относительно центра давления также должно иметь ограничения по расстоянию между ними.

А если учесть, что эти расстояния как для крыла, так и для самолета отсчитываются от носка средней аэродинамической хорды, то и разность между $\bar{x}_т$ и $\bar{x}_д$ будет измеряться относительной величиной $(x_т - x_д)/b_{САХ}$. Подчеркнем еще раз, что рассматриваем вначале только равновесие, но не устойчивость.

Для безопасного горизонтального полета одного равновесия недостаточно. Нужно, чтобы это равновесие было устойчивым, то есть самолет должен сохранять это равновесие на заданном режиме полета без вмешательства летчика. Рассмотрим, как обеспечивается эта устойчивость.

Заметим, что если на земле равновесие моментов, действующих на самолет, определяется относительно опор самолета (например, относительно основных опор шасси при поднятой передней опоре), то в воздухе, естественно, равновесие моментов, действующих на самолет, нужно рассматривать относительно центра тяжести самолета.

Для простоты рассуждений будем считать, что линия действия тяги от всех двигателей проходит через центр тяжести самолета, то есть временно не будем учитывать влияния работы двигателей на равновесие и устойчивость самолета в полете.

Рассмотрим условия равновесия сил и моментов, действующих на самолет в простейшем случае: горизонтальный полет с постоянной скоростью.

Для упрощения рассмотрим действие только тех сил, которые являются главными (определяющими) в равновесии сил в проекции на вертикаль к линии полета; это будут сила веса и уравновешивающая ее подъемная сила.

На первом этапе рассмотрим только крыло. При полете на определенной постоянной скорости справедливо равенство Y = G, то есть подъемная сила, развиваемая крылом, равна силе веса крыла.

Подъемная сила — интеграл сил давления, действующих на поверхность крыла в каждой ее точке в направлении вертикали к скорости полета. А величины этих давлений зависят от формы профиля крыла и угла атаки, при котором происходит полет.

Каждому углу атаки соответствует свое положение точки приложения равнодействующей (интеграла) этих вертикальных составляющих сил давления. Такие точки называются центрами давлений, а положение их, отсчитываемое от носика профиля, обозначается $x_д$. Удобно пользоваться относительной величиной $\bar{x}_д = x_д/b$, где «b» — хорда профиля.

Если профиль имеет какую-то вогнутость, то картина распределения давления на рабочих режимах полета выглядит, как показано на рис. 33.

Центр давления при этом будет где-то на первой четверти хорды. Ввиду малых величин углов атаки можно рассматривать распределение давления, построенное на хорде профиля, как построенное на горизонтали.

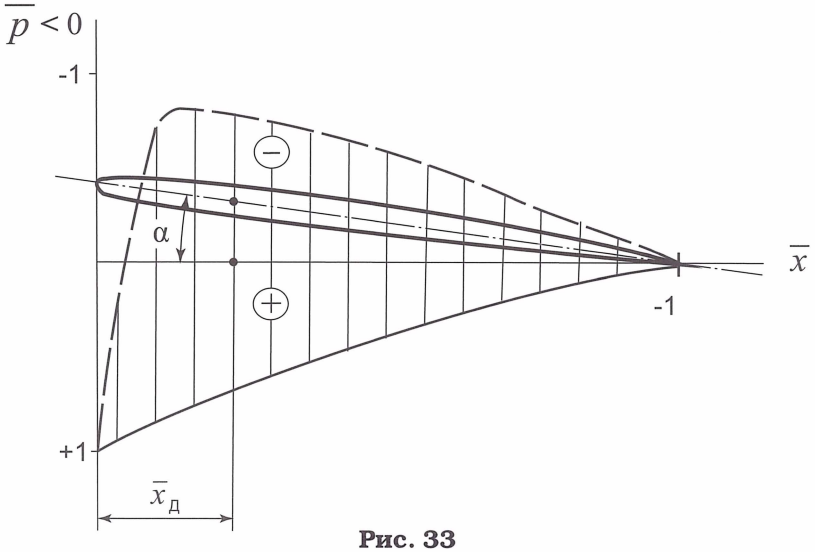


Рис. 33

При изменении угла атаки изменяется распределение давления, и центр давления переходит в новую точку. Если приблизить угол атаки к углу нулевой подъемной силы, то при $C_y = 0$ равнодействующей будет пара сил (с центром давления на бесконечности), ко-

торой будет соответствовать значение коэффициента продольного момента, взятого относительно носика профиля и обозначаемого C_{mz0}.

Таким образом, можно записать, что величина коэффициента продольного момента, взятого относительно носика профиля, для любого C_y равна (см. рис. 34)

$$C_{m_z} = -C_y \times \bar{x}_д$$

С другой стороны, для небольших углов атаки справедливо

$$C_{m_z} = C_{m_{z0}} + \frac{\partial C_{m_z}}{\partial C_y} \times C_y \quad *$$

Из предыдущих равенств получаем:

$$\bar{x}_д = -\frac{C_{m_{z0}}}{C_y} - \frac{\partial C_{m_z}}{\partial C_y}$$

Отсюда видно, что при $C_{m_{z0}} = 0$ для профиля, например, симметричного, $\bar{x}_д = -\frac{C_{m_z}}{C_y}$, то есть центр давления сохраняет свое положение при малых углах атаки.

Поскольку нас интересуют моменты не относительно носика профиля, а относительно центра тяжести, перейдем по известным в механике правилам от моментной точки x = 0 к моментной точке x = $\bar{x}_т$ (см. рис. 34).

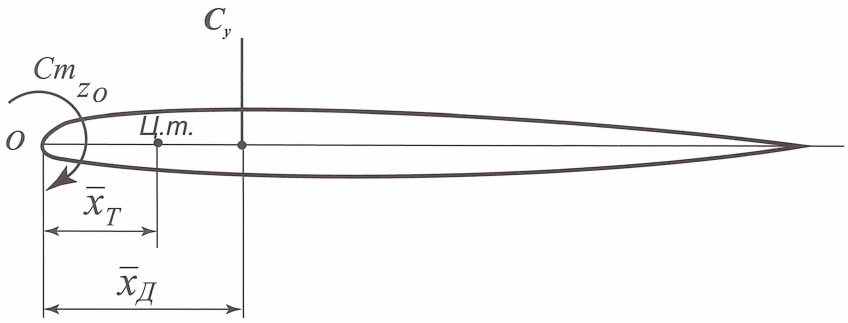


Рис. 34

$$m_z = C_{m_z} + C_y \times \bar{x}_т = C_{m_{z0}} + \left(\frac{C_{m_z}}{C_y} + \bar{x}_т\right) \times C_y = C_{m_{z0}} + \frac{m_z}{C_y} \times C_y$$

Очевидно, что коэффициент m_z не будет зависеть от C_y при $\bar{x}_т = -\frac{C_{m_z}}{C_y}$. Таким образом, если центр тяжести расположить в точке на хорде профиля, для которой численно $\bar{x}_т = -\frac{C_{m_z}}{C_y}$, то продольные моменты в небольшом диапазоне углов атаки не будут зависеть от угла атаки. Эта точка на хорде профиля называется **фокусом** профиля, а ее относительная координата обозначается $\bar{x}_F = -\frac{x_F}{b}$.

Итак, поскольку $C_{m_{z0}} = m_{z0}$, как коэффициенты момента одной и той же пары сил, запишем:

$$m_z = m_{z0} - (\bar{x}_F - \bar{x}_т) \times C_y$$

* Из этих двух равенств легко получить $\bar{x}_д = -\frac{C_{m_{z0}}}{C_y} - \frac{\partial C_{m_z}}{\partial C_y}$

Графически, если $\bar{x}_т < \bar{x}_F$ (центр тяжести впереди фокуса), это выглядит, как показано на рис. 35.

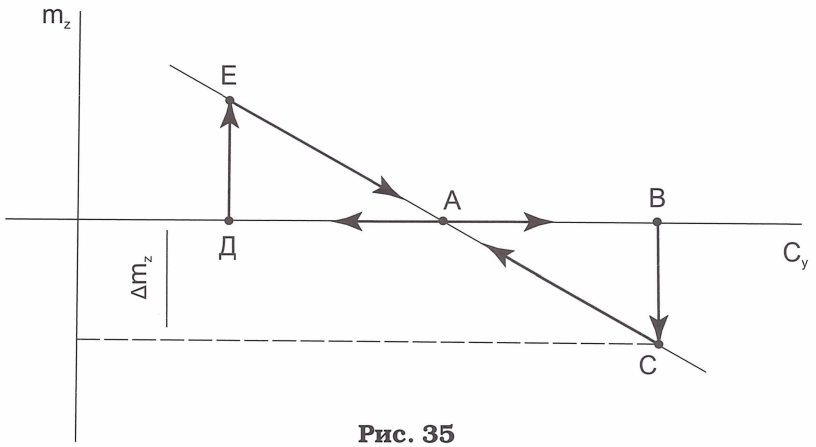


Рис. 35

Проанализируем полученное. Если равновесие ($m_z = 0$) достигается на режиме C_y, соответствующем точке А (см. рис. 35), то при малейшем увеличении угла атаки под действием, например, порыва ветра, то есть при перемещении в точку В возникает пикирующий момент Δm_z, соответствующий точке С, заставляющий систему вернуться к прежнему равновесному состоянию (от точки С к точке А).

Наоборот, при малейшем уменьшении угла атаки (величины C_y) происходит перемещение точки А в точку Д. В этом состоянии возникает положительный момент, соответствующий точке Е, и система будет стремиться в равновесное состояние (точку А) «слева», под действием кабрирующего момента.

Величина угла наклона кривой $m_z(C_y)$, численно определяемая тангенсом угла наклона, то есть величиной производной $\frac{\partial m_z}{\partial C_y}$ характеризует интенсивность реакции крыла на нарушение равновесия: чем больше наклон, тем большие величины восстанавливающих моментов. Но величина наклона — это величина производной $\frac{\partial m_z}{\partial C_y} = -(\bar{x}_F - \bar{x}_т)$, то есть определяется величиной смещения вперед центра тяжести системы крыла по отношению к фокусу крыла. Поэтому и называют величину этой разности «запасом продольной устойчивости».

Установка горизонтального оперения позади крыла значительно увеличивает возможности расширения положений центра тяжести самолета, при которых обеспечиваются надлежащие степени продольной устойчивости самолета.

Действительно, к моментам от крыла добавляются продольные моменты от подъемной силы стабилизатора, имеющего «в запасе» большой диапазон изменения величины подъемной силы, благодаря работе рулей высоты. Величина момента горизонтального оперения $M_{zго} = Y_{го} \times L_{го}$, где $L_{го}$ — «плечо» подъемной силы стабилизатора, — расстояние от точки четверти средней хорды горизонтального оперения (примерное положение центра давления) до точки четверти средней хорды крыла (примерное положение центра тяжести самолета).

Или же:

$$M_{z_{го}} = -C_{y_{го}} \times \rho \times S_{го} \times L_{го} \times \frac{V_{го}^2}{2} = a_{го} \times \alpha^{\circ}_{го} \times \rho \times S_{го} \times L_{го} \times \frac{V_{го}^2}{2}$$

Для коэффициента момента в масштабе крыла получим, разделив обе части равенства на:

$$\rho \times S \times b_{\text{a}} \times \frac{V^2}{2}$$

учитывая, что $\alpha^\circ_{\text{го}} = \alpha^\circ + \varphi_{\text{ст}} - \varepsilon_{\text{кр}}$, получим:

$$m_{z_{\text{го}}} = a_{\text{го}} \times \left(\alpha^\circ + \varphi_{\text{ст}} - \varepsilon_{\text{кр}}\right) \times A_{\text{го}} \times K_{\text{го}},$$

где

$a_{\text{го}}$ — $\frac{\partial C_{y_{\text{го}}}}{\partial \alpha^\circ_{\text{го}}}$ для горизонтального оперения;

$\varphi_{\text{ст}}$ — угол установки стабилизатора относительно плоскости хорд крыла;

$\varepsilon_{\text{кр}}$ — угол скоса потока от крыла в месте размещения оперения: $\varepsilon_{\text{кр}} = -К \times C_y$.

Коэффициент К учитывает положение оперения относительно крыла по высоте и длине.

$A_{\text{го}} = S_{\text{го}} \times \frac{L_{\text{го}}}{S \times b_{\text{a}}}$ — относительный статический момент площади горизонтального оперения относительно точки четверти хорды крыла b_A.

$К_{\text{го}}$ — коэффициент, характеризующий торможение потока перед горизонтальным оперением.

Если заменить $\alpha^\circ = \frac{C_y}{a}$, то очевидно, что дополнительный запас продольной устойчивости, получаемый от наличия оперения, будет равен:

$$\Delta \frac{\partial m_z}{\partial C_y} = -\left(\frac{a_{\text{го}}}{a} - a_{\text{го}} \times K\right) \times A_{\text{го}} \times K_{\text{го}}$$

Как видно, величина дополнительного запаса продольной устойчивости будет тем большей, чем больше удлинение горизонтального оперения (большая величина $a_{\text{го}}$), относительный статический момент площади горизонтального оперения (большая площадь или большее плечо $L_{\text{го}}$), чем меньше торможение потока в районе оперения (большая величина $К_{\text{го}}$).

Одновременно можно считать приращение запаса продольной устойчивости полученным из-за сдвига фокуса самолета установкой горизонтального оперения, то есть:

$$\Delta x_{F\text{го}} = -a_{\text{го}} \left(\frac{1}{a} - K\right) \times A_{\text{го}} \times K_{\text{го}}$$

Самолет Ан-74 имеет горизонтальное оперение с величиной $A_{\text{го}}$ =1,03 и достаточно большую величину $a_{\text{го}}$, что обеспечивает самолету весьма удовлетворительный диапазон эксплуатационных центровок и хорошие характеристики продольной управляемости. Сдвиг фокуса $\Delta x_{F\text{го}}$ для самолета Ан-74 составляет величину ~ 0,3 b_A, то есть $x_{F\text{сам}} \sim 0$.

Наличие запаса продольной устойчивости при нарушении равновесия обеспечивает появление восстанавливающих моментов. Но возврат к равновесному прежнему положению может происходить различным образом. В одном случае равновесие достигается за один-полтора периода продольных колебаний самолета (см. рис. 36а), в другом — за несколько периодов (Рис. 36в), а в некоторых случаях процесс возвращения либо незатухающий, либо вообще расходящийся, то есть неустойчивый динамически (при наличии статической устойчивости!). Самолет должен быть динамически устойчив, а это, в свою очередь, зависит от демпфирующих свойств самолета, определяемых общей компоновкой самолета.

Моменты демпфирования (торможения) возмущенного движения самолета возникают, в основном, от движения горизонтального оперения, поперечного по отношению к направлению полета, а также из-за «работы» осевого момента инерции, разнесенной по длине массы самолета.

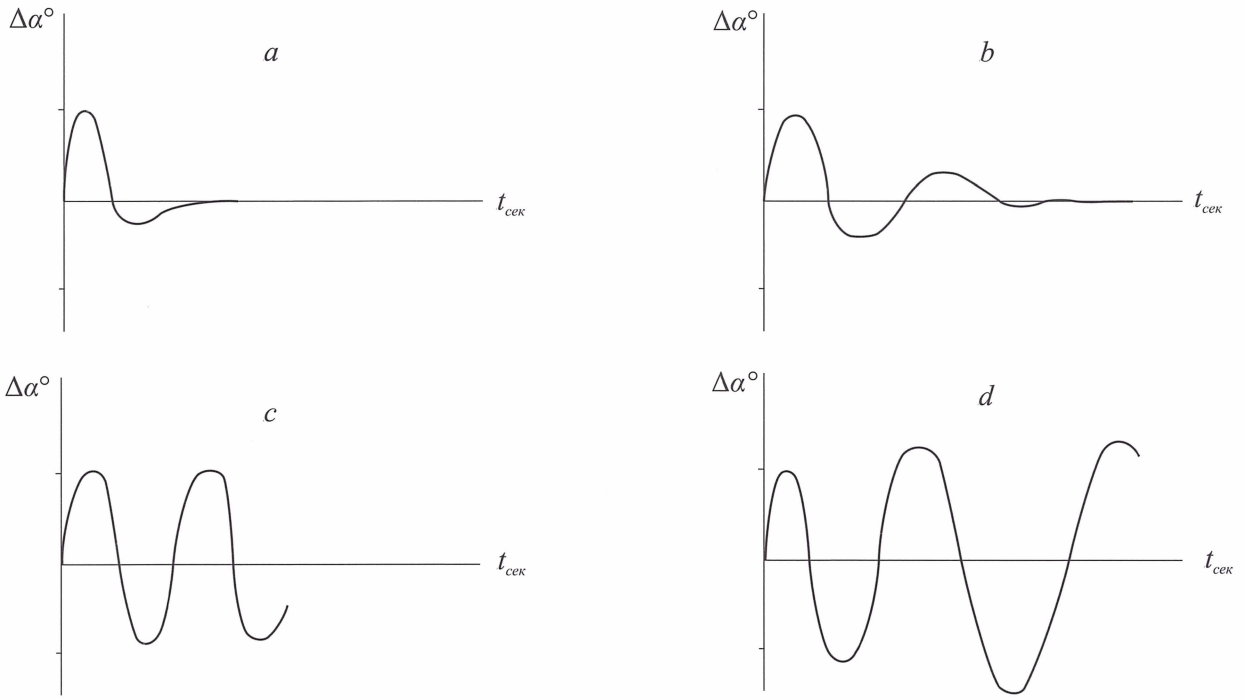


Рис. 36

Тормозящие вращение самолета демпфирующие моменты горизонтального оперения пропорциональны величине момента инерции площади оперения и квадрату плеча $L_{го}$.

По нормам летной годности к эксплуатации допускается самолет, имеющий характеристики продольной динамической устойчивости по типу «а» (рис. 36).

Совершенно очевидно, что на характеристики продольной устойчивости в сильной степени влияет положение центра тяжести самолета относительно фокуса. При сдвиге центра тяжести в сторону фокуса с определенного момента наступает такая маленькая величина запаса продольной устойчивости $[(\bar{x}_T - \bar{x}_F)]$,что управление самолетом становится либо весьма затруднительным, либо вообще невозможным, так как самолет реагирует очень большими отклонениями от равновесного положения при самом минимальном воздействии пилота на штурвал или в ответ на малейшее внешнее влияние встречного потока. Особенно это будет заметным в условиях даже небольшой болтанки. Это ухудшение управляемости и является причиной, ограничивающей величину предельно допустимой величины задней центровки самолета. Определяется эта величина в процессе совместных летных испытаний заказчика и изготовителя самолета. Для самолета Ан-74 предельно допустимая задняя центровка равна:

$x_{т\ пред\ задн} = 31{,}5\%\ b_A$ для взлетной массы $\geq$ 28 т;
$x_{т\ пред\ задн} = 30\%\ b_A$ для взлетной массы 24 т;
$x_{т\ пред\ задн} = 28\%\ b_A$ для взлетной массы $\leq$ 28 т;

Поскольку затронут вопрос об ограничении допустимых центровок «справа», кстати провести сейчас анализ причин, ограничивающих допустимые предельные центровки «слева», то есть чем определяется допустимая передняя центровка. Для этого рассмотрим взлет самолета.

После достижения в процессе разбега самолета определенной скорости необходимо для выведения самолета на взлетный угол атаки поднять нос самолета, то есть создать на горизонтальном оперении дополнительный кабрирующий момент, отклоняя руль высоты вверх (см. рис. 36).

Эффективность руля высоты определяется величиной подъемной силы горизонтального оперения при различных углах отклонения руля высоты и при различных скоростях движения самолета:

$$\Delta Y_{\text{го}}\delta_{\text{выс}} = \Delta C_y\delta_{\text{выс}} \times \rho \times S_{\text{го}} \times \frac{Y_{\text{го}}^2}{2}$$

Естественно, что при отклонении руля высоты до упора вверх (то есть для получения максимально возможного $\Delta C_y\ \delta_{\text{выс}}$ (по модулю) возможности воздействия на самолет будут зависеть от величины скорости самолета. То есть при разбеге самолета на взлете при изменении скорости от нуля до $V_{\text{отрыва}}$, и моменты от горизонтального оперения будут изменяться от самых малых величин до величин, позволяющих управлять тангажом самолета.

А каковы потребности в этих моментах на взлете? В процессе взлета самолета, имеющего переднюю опору шасси, необходимо при определенной скорости на разбеге приподнять нос самолета для выведения его на угол атаки, потребный для отрыва самолета. При таком повороте самолета необходимо приподнять самолет (его центр тяжести), так как поворот осуществляется вокруг точки «О» (оси) опоры основного шасси самолета о землю (см. рис. 37).

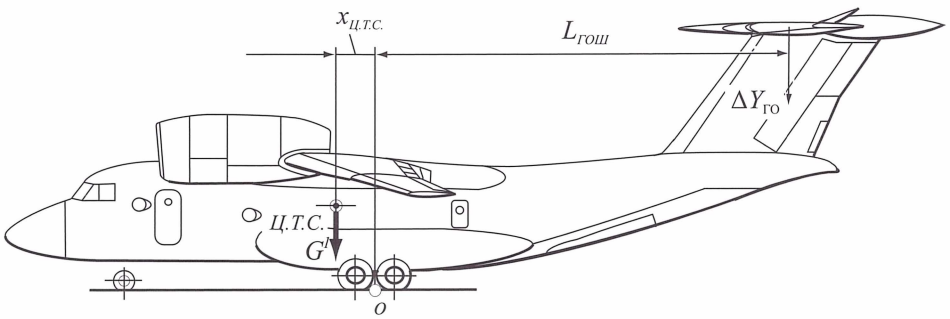


Рис. 37

Подъем носа самолета можно осуществить, приложив момент ΔM_{z0}, равный не менее $\Delta M_{z0} \geq G^1 \times x_{ЦТС}$, где

$G^1 = G - Y$, то есть вес самолета, уменьшенный на величину развившейся к этому моменту времени подъемной силы крыла.

Таким образом, на горизонтальном оперении необходимо иметь дополнительную подъемную силу, определяемую из равенства:

$$G^1 \times x_{\text{ЦТС}} = \Delta Y_{\text{го}} \times L_{\text{ГОШ}}$$

или

$$\Delta Y_{\text{го}} = \frac{G^1 \times x_{\text{ЦТС}}}{L_{\text{ГОШ}}}$$

или же

$$\Delta Y_{\text{го}}\delta_{\text{выс}} \times \rho \times S_{\text{го}} \times \frac{Y_{\text{го}}^2}{2} = \frac{G^1 \times x_{\text{ЦТС}}}{L_{\text{ГОШ}}}$$

Совершенно очевидно, что при заданном весе самолета и заданном положении центра тяжести подъем носа самолета (то есть возможность вывода самолета на отрыв) возможен только при определенных возможностях руля высоты (ΔC_y $\delta_{выс}$) и при определенной (не меньшей!) скорости движения самолета.

И если возможности руля высоты ограничены его максимально возможным (конструктивно) углам отклонения вверх, да еще и с условием оставления запаса в 5° на текущее пилотирование, то при данном весе самолета будет какая-то минимальная скорость, при которой можно будет повернуть самолет. Эта скорость называется минимальной эволютивной скоростью взлета на разбеге. При определении минимальной эволютивной скорости на разбеге учитываются также условия возможности парирования разворотов самолета при отказе двигателя на взлете. Естественно, что в эксплуатации скорость самолета при подъеме передней стойки шасси будет несколько выше (хотя бы на 10%) минимальной эволютивной скорости.

Ясно также,что при заданных размерах взлетно-посадочной полосы и заданном весе самолета величина значения $x_{ЦТС}$ будет иметь ограничение, которое и называется предельно допустимым значением передней центровки самолета.

Подобная ситуация может возникнуть и на посадке, когда скорости перед выравниванием небольшие, торможение потока за крылом с отклоненными в посадочное положение закрылками более значительное, а выгорание топлива также может сместить центровку самолета вперед. Поэтому при выполнении перед взлетом расчетов предельно допустимых взлетных весов необходимо проверять и этот режим на достаточность руля высоты.

Нарушение инструкции по загрузке самолета и по допустимым предельным передним центровкам ведет к серьезным происшествиям либо на взлете (выкатка за пределы аэродрома, особенно при отказе двигателя), либо на посадке (недостаточность руля высоты для выполнения нормального выравнивания).

По этой же причине существуют требования строгого точного расчета допустимого взлетного веса и центровки самолета при выходе на их предельно допустимые величины.

При соблюдении правил эксплуатации и точном предполетном расчете у пилота всегда остается запас по отклонению руля высоты не менее пяти градусов.

Для самолета Ан-74 со взлетным весом менее 23 тонн предельно допустимая передняя центровка самолета составляет 15%, а при взлетном весе 25 тонн и более — 18%.

ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСЛОВИЯ

Согласно существующим нормам устанавливаются предельно допустимые для эксплуатации самолетов величины встречного, попутного и бокового ветров. К сожалению, не оговаривается при этом предел для максимально допустимых величин порывов ветра.

С увеличением максимального значения скорости ветра увеличивается и возможный скачок — порыв ветра. Так, например, при максимальном значении скорости ветра до 39 м/с возможен порыв до 15 м/с, то есть в любой момент времени величина встречного или попутного ветра может упасть на 15 м/с или же через какой-нибудь промежуток времени произойдет скачок скорости обратный, с усилением ветра на 15 м/с.

Если самолет, взлетая в условиях встречного ветра значительной величины (например, 30 м/с), отрывается от земли и находится на высоте двух-трех метров, а в этот момент происходит порыв ветра в сторону уменьшения скорости ветра (на 15 м/с, например), то воздушная скорость и скоростной напор (пусть это было 220 км/ч и 233 кг/м^2 соответственно) резко уменьшатся (в нашем случае это будет 220 - 15 × 3,6 = 166 км/ч и 133 кг/м^2). Произойдет резкое уменьшение подъемной силы (на 43%!), и, чтобы поддержать самолет в воздухе, нужно вывести его на больший угол атаки (в нашем случае необходимо приращение $\Delta\alpha \approx 10°$), что невозможно из-за близости земли, во-первых, и из-за угрозы вывести самолет за критические углы атаки, во-вторых.

Вероятность такого совпадения весьма мала, но существует. Поэтому, несмотря на имеющееся разрешение эксплуатировать самолет при встречном ветре до 30 м/сек, следует воздерживаться от взлетов и посадок в таких условиях.Час-полтора ожидания вылета или посадка на запасном аэродроме с лучшими метеоусловиями не отразятся существенно на экономике перевозок, а уровень безопасности при этом несравненно выше, чем при взлете и посадке с риском получить летное происшествие.

Значительным усложнением условий взлета и посадки является также и сильный боковой ветер, допустимая скорость которого имеет свои ограничения. Естественно, что для условий аэродрома с лучшим состоянием его поверхности будет и большее значение величины допустимой боковой проекции скорости ветра. В Руководствах по летной эксплуатации даются графические зависимости максимально допустимых величин бокового ветра от величины коэффициента сцепления между колесами шасси самолета и поверхностью аэродрома.

Для самолета Ан-74 это (по графику):

При $\mu = 0,6$ 15 м/с,
$\mu = 0,5$ 11 м/с,
$\mu = 0,3$ 7 м/с.

Все было бы хорошо, если бы пилоту дали точную информацию по величине коэффициента сцепления μ на момент взлета или посадки самолета. Но в действительности нет возможности оперативно определить эффективное значение μ в каждый момент взлета или посадки так же, как и точно определить максимальную эффективную скорость ветра в эти же моменты. Поэтому в случае выхода по расчету на предельно допустимые величины (по метеоданным земли) значений μ и $W_{бок}$ возможны ошибки, которые могут привести к выкатке самолета за пределы полосы.

Для исключения таких случаев необходимо подстраховываться, то есть считать в этих сложных случаях состояние поверхности аэродрома (заснеженный бетон, размокшая грунтовая полоса и т.п.) несколько худшим, чем оно задается данными наземных служб, то есть пользоваться практически двумя точками графической зависимости

$W_{бок\ max\ доп} = f(\mu)$: «хороший аэродром» ($\mu = 0{,}6$) и «плохой аэродром» ($\mu = 0{,}3$). Соответственно и производить предполетные расчеты взлета и посадки в данных условиях.

Кроме ограничений по величинам допустимых встречных, попутных и боковых ветров, существует весьма серьезное ограничение по взлету и посадке по условиям специфической сильной турбулентности — «микробури» (как ее называют на Западе), вызываемой перемещением громадных нисходящих воздушных масс вблизи земли в районе аэродрома.

Как один из примеров, рассмотрим следующее течение. Нисходящий воздушный поток с поперечным сечением в два-три километра движется под некоторым углом к поверхности земли со скоростью 5–7 м/с (см. рис. 38).

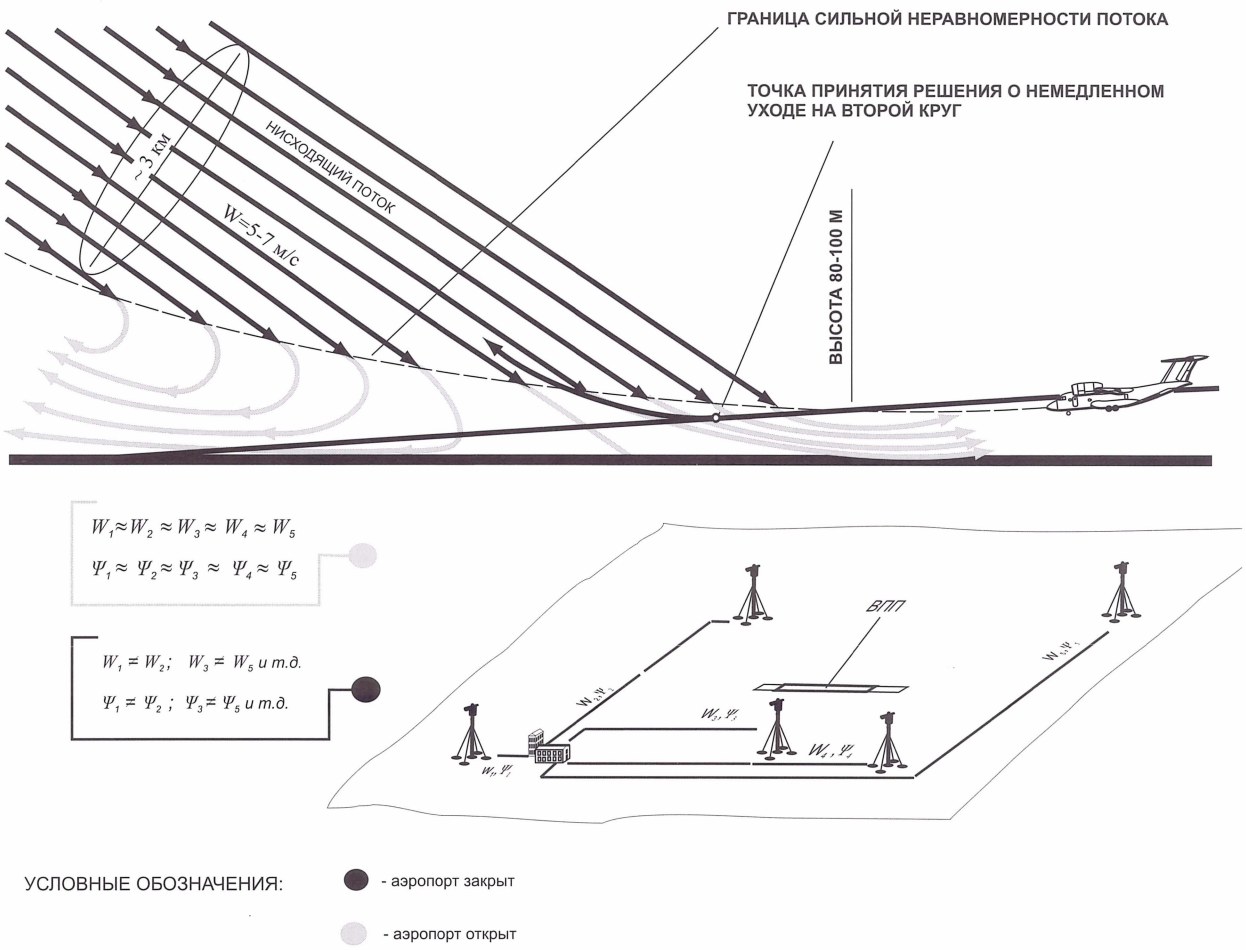


Рис.38. Схема прохождения микробури через посадочную глиссаду

На большой высоте, пересекая такое течение, самолет будет испытывать небольшое возмущение — перегрузку, которая не представляет какой-либо опасности для самолета. Но в местах, где этот нисходящий поток начинает растекаться над поверхностью земли, структура потока изменяется, изменяются скорости по величине и направлению. Высота слоя, на которую распространяется это влияние растекания, достигает 80–100 м.

Таким образом, при снижении на последней четверти глиссады самолет попадает в сложный поток с резко изменяющимися скоростями по величине и направлению. Наложим мысленно линию глиссады на предполагаемое поле скоростей растекающегося нисходящего потока и убедимся в этом.

По результатам американских исследований англичане имитировали подобные условия на тренажерах. Даже самые опытные летчики не смогли удержать самолет и выработать какие-либо рекомендации для благополучного выхода из сложившейся ситуации. А именно это, только в натуре, и заставило американцев заняться этим вопросом вплотную, потому что по данным на 1960 год на регулярных линиях США ежегодно попадали по этой причине в катастрофическую ситуацию два самолета.

В настоящее время существует единственный метод предотвращения катастрофы в этой ситуации — немедленный уход самолета на второй круг после появления необходимости необычного интенсивного пилотирования самолета для удержания его на глиссаде. Неблагоприятным обстоятельством при этом служит тот факт, что экипаж уже видит полосу, он «уже на земле», конец посадки, и решение об уходе на второй круг требует категорической решительности от командира корабля.

За время выполнения второго круга деструктивная область растекающегося нисходящего потока пройдет район глиссады, и самолет будет заходить на посадку в более благоприятных условиях.

Подробно рассматриваемые в различных литературных источниках условия взлета и посадки при наличии, так называемого, сдвига ветра представляют собой лишь частный случай неравномерного ветрового поля, значительно идеализированного как по стабильности перепадов скоростей, так и по стационарности своего проявления.

Все редко встречающиеся ситуации, даже описываемые в инструкциях по пилотированию, плохо запоминаются и не дают возможности отработки немедленной реакции пилота при попадании в такие ситуации на практике. Поэтому очень важно и целесообразно перед выполнением каждой посадки вспомнить о возможности попадания в микробурю и при резко наступивших трудностях в удержании самолета на глиссаде немедленно уходить на второй круг. Конечно, причиной может быть не только микробуря, но лучше в этом случае перестраховаться и разобраться в ситуации на высоте круга.

ОБЛЕДЕНЕНИЕ САМОЛЕТА И ВЛИЯНИЕ ЕГО НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Экономичность эксплуатации самолета во многом зависит от регулярности полетов. Одним из условий, отрицательно влияющих на регулярность полетов, является условие возможности обледенения самолета как на земле, так и в воздухе. Для оценки возможных ситуаций при попадании самолета в условия обледенения летным экипажам необходим определенный минимум знаний о физике обледенения самолета и его последствиях.

Установлено, что вода в виде мельчайших капель жидкости может сохраняться до очень низких температур, вплоть до температур порядка (-30°)–(-37°). Изучение этого вопроса в лабораториях показало, что химически чистая вода может быть переохлаждена до температур порядка (-130°) без замерзания. Очевидно, если конденсация водяного пара в воздухе происходит в виде малых капель различных размеров (от двух миллиметров до двух микрон в диаметре), то вполне возможно, что значительная часть этих капель может оказаться без каких-либо примесей — химически чистой. К тому же, при уменьшении размеров капель конденсации увеличивается удельная сила поверхностного натяжения капли, препятствующая увеличению объема капли, необходимого для образования кристаллической структуры льда. Поэтому, очевидно, и существуют условия для обледенения самолета на больших высотах при практически ясном небе. Такие обледенения наблюдались неоднократно при полетах самолетов на высотах порядка 8–10 тысяч метров.

Для предотвращения намерзания льда на самолетах имеется противообледенительная система, работающая с помощью подогрева участков обшивки самолета горячим воздухом или электроподогревом. Однако это не исключает полностью возможности обледенения самолета в случае частичного или полного отказа этой системы в полете. Поэтому летные экипажи должны быть осведомлены в части изменения летных характеристик самолета и методов пилотирования при наличии льда на крыле, стабилизаторе, воздухозаборниках двигателя и т.д.

Вначале о физическом содержании процесса обледенения, например, крыловых форм.

Естественно, что лед накапливается только в местах, где происходит торможение и поворот потока, обтекающего самолет.

При этом частички воды (или льда), двигаясь вместе с частицами воздуха, при прямолинейном движении не проявляют своего присутствия. Картина принципиально изменяется при обтекании какого-либо тела, когда поток разделяется, скажем, на верхний и нижний полупотоки. Скорость потока в точке разделения равна нулю, а в прилегающей небольшой зоне поток сильно заторможен. Как раз эта зона заторможенного потока является частью зоны поворота потока. При повороте потока на частицы воздуха и частицы воды действует центробежная сила. Центробежная сила — массовая сила, и ее величина зависит от массы частицы. Если рассматривать одинаковые по размеру частицы воздуха и воды, то совершенно очевидно, что при одной и той же скорости движения радиусы кривизны траекторий воздушной и жидкой частиц будут существенно различаться: траектория жидкой частицы (значительно более плотной, чем воздушной) будет иметь гораздо большие радиусы кривизны (см. рис. 39).

И чем крупнее будет частица, тем большим будет и радиус кривизны ее траектории.

Вышеприведенный анализ движения капель показывает, не только почему происходит столкновение капель с поверхностью носика крыла, стабилизатора, киля, фюзеляжа и т.д., но и объясняет причину образования ледовых наростов различной формы. В са-

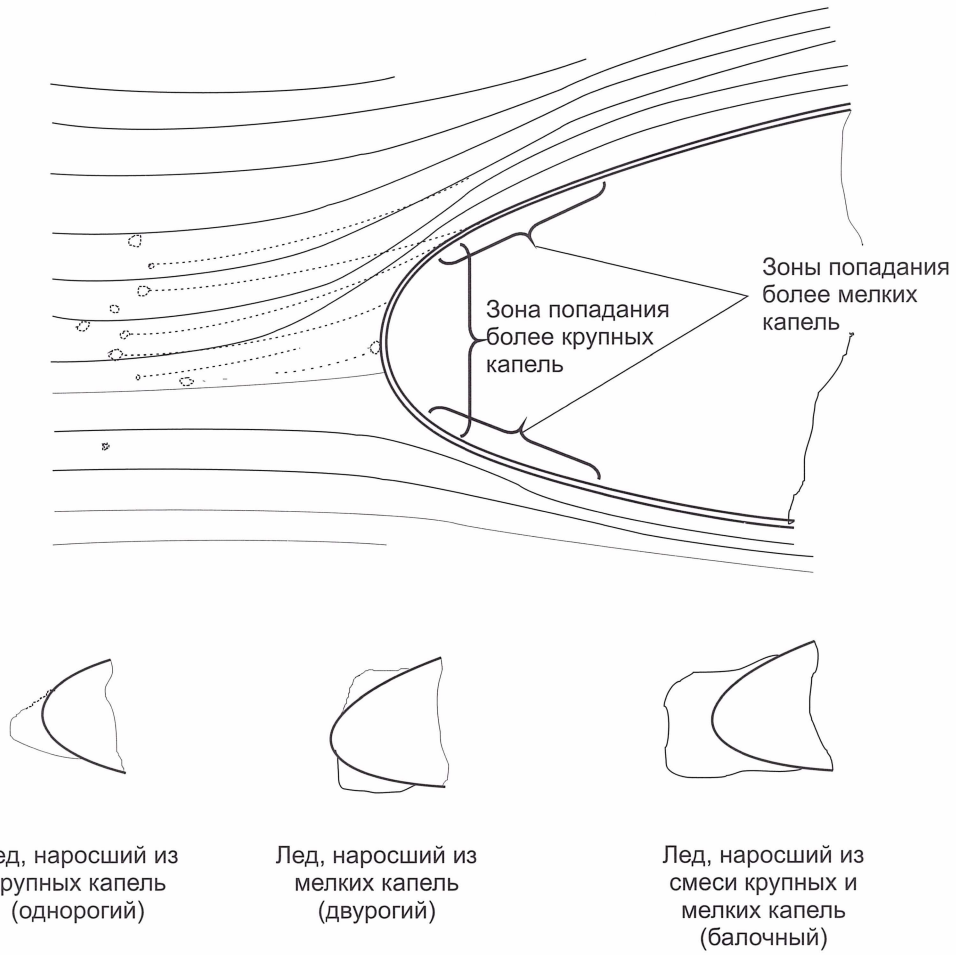


Рис. 39

мом деле, если в воздухе находятся только крупные капли, то все столкновения будут концентрироваться ближе к точке полного торможения потока — форма льда будет выглядеть в виде одного рога (вернее — клина) на носке вдоль размаха крыла.

Если же в воздухе будут только мелкие капли, то льдообразование будет в виде «двурогого льда» (вернее — «двухклиньевого льда»).

При наличии разнокалиберных капель форма льда будет иметь вид балки с той или другой формой поперечных сечений.

Если в условиях обледенения в полете на самолете работает противообледенительная система, то при ТНВ $\geq$ -20° льда не будет, так как места возможного льдообразования достаточно обогреваются. Но противообледенительная система по условиям прочности конструкции планера имеет предел по допустимой температуре обшивки. Поэтому существует предел по допустимой температуре наружного воздуха для каждой противообледенительной системы. Как правило, на самолетах применяются системы, работающие эффективно до температур не ниже -20°.

При полетах в условиях более низких температур включение противообледенительных систем не рекомендуется, так как жидкость, пройдя обогреваемый участок, намерзает в самом начале необогреваемого участка, образуя барьерный лед, ничуть не лучший рассмотренных форм. В этом случае необходимо срочно выйти из зоны обледенения с выключенной противообледенительной системой.

Рассмотрим подробнее влияние намерзания льда на носовых частях агрегатов самолета на аэродинамические характеристики. Намерзание льда на передней кромке крыла при каком-то режиме установившегося полета практически не влияет на аэродинами-

ческие характеристики самолета при этом сохраняющемся режиме полета. То есть, если лед нарос на носке крыла в зоне разделения и торможения потока, то он не может иметь особого влияния на картину обтекания крыла, так как находится в зоне заторможенного потока, заполняя эту зону и практически не изменяя линий тока основной части потока, обтекающего крыло.

При изменении режима полета, например, при переходе на полет с меньшей скоростью картина принципиально не изменится до тех пор, пока критическая точка нулевой скорости на носике не сдвинется существенно вниз по контуру профиля крыла. А это произойдет заметно при значительном увеличении углов атаки крыла при достижении околокритических углов.

Смещаясь вниз (см. рис. 40), зона заторможенного потока «выпускает из себя» нарастающий лед в зону активного потока, идущего с поворотом и ускорением. Естественно, что ледовый нарост при таком его положении выполнит роль интерцептора и сорвет поток над верхней поверхностью крыла гораздо раньше, чем это произошло бы на крыле при увеличении угла атаки гладкого крыла по причине естественного диффузорного отрыва — потока. Таким образом, та или другая форма и размеры ледового нароста уменьшат величину исходного критического угла атаки на ту или иную величину (см. рис. 41).

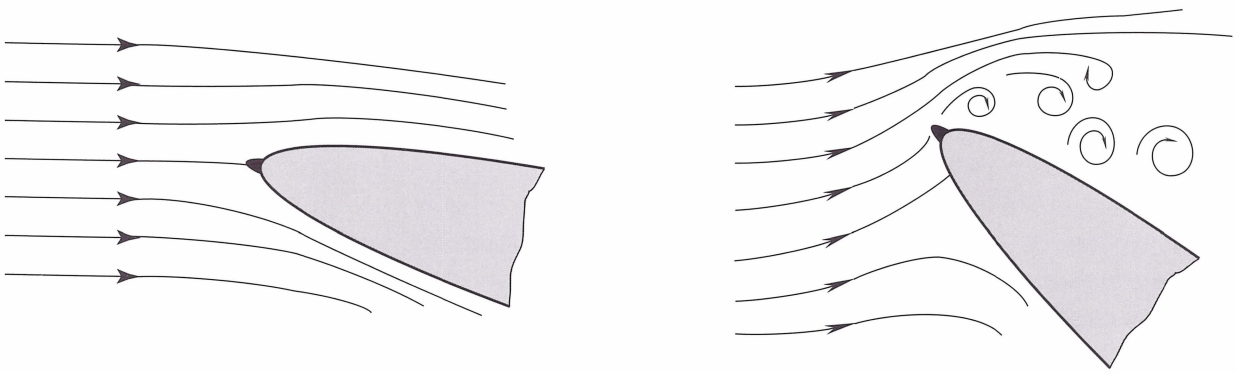


Рис. 40

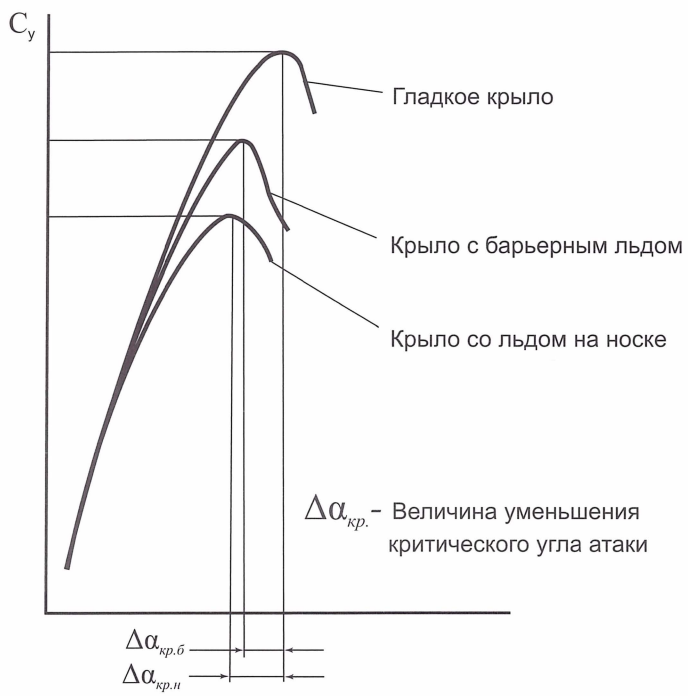


Рис. 41

Такое изменение характеристики $C_y(\alpha)$ даст для самолета с обледеневшим носком крыла свои значения αдоп (меньшие) и V_{min} (большие).

При работающей ПОС, но при температурах воздуха ниже (-20°) форма льда будет барьерной (лед будет в районе необогреваемых полок первого лонжерона крыла). Уменьшение критического угла атаки при этом будет также значительным, так как наличие барьерного льда на верхней поверхности крыла приведет к гораздо более напряженному диффузору по сравнению с гладким крылом (см. рис. 41).

При безотрывном обтекании крыла на режимах горизонтального установившегося полета наличие льда на носике крыла слабо влияет

на эффективность элеронов и характеристики поперечной управляемости самолета, но значительно сужает допустимый диапазон углов атаки, при котором сохраняется нормальный уровень эффективности элеронов и характеристик поперечной управляемости.

Если лед, наросший на носике крыла, приводит к ограничению по безопасным углам атаки режимов полета, для соблюдения которых достаточно ограничить скорость полета и маневренные перегрузки, то лед, наросший на носике стабилизатора, требует более существенных ограничений режимов для безопасного завершения полета самолета с обмерзшим стабилизатором.

Физические основы влияния льда на аэродинамические характеристики стабилизатора и характеристики продольной управляемости самолета те же, что и для крыла, но проявление этого влияния намного неожиданнее и опаснее.

Напомним, как определяется режим работы стабилизатора в системе самолета. Стабилизатор самолета нормальной схемы находится позади крыла, и поэтому особенности его обтекания определяются режимами обтекания самого крыла.

Угол атаки стабилизатора определяется следующим соотношением:

$$\alpha_{го} = \alpha_{кр} + \varphi_{ст} - \varepsilon_{ск}, \text{ где}$$

$\alpha_{кр}$ — угол атаки крыла;
$\varphi_{ст}$ — угол установки стабилизатора относительно плоскости хорд крыла («продольное V самолета»);
$\varepsilon_{ск}$ — угол скоса потока крылом в месте размещения стабилизатора. (См. рис. 42).

Ясно, что если $\alpha_{кр}$ и $\varphi_{ст}$ чисто геометрические величины, причем $\alpha_{кр}$ соответствует заданному режиму полета, то величина $\varepsilon_{ск}$ должна зависеть от конфигурации крыла и его несущих свойств, то есть угол скоса является функцией коэффициента C_y крыла.

Если определить реализуемые углы атаки стабилизатора транспортного самолета в диапазоне эксплуатационных скоростей полета при убранных закрылках, получим величины не больше трех градусов по модулю.

Но при отклонении закрылков скосы потока за механизированной частью крыла существенно увеличиваются. Пока углы отклонения закрылков были небольшими, то и скосы увеличивались не намного, не вызывая особых изменений потока, обтекающего стабилизатор с намерзшим льдом. Потому что при этом наросший лед не выходил из пределов зоны заторможенного потока.

Когда же углы отклонения закрылков начали применять большие, чем 30–35°, скосы потока за крылом выросли до таких значений, при которых лед «вылезал» из своей

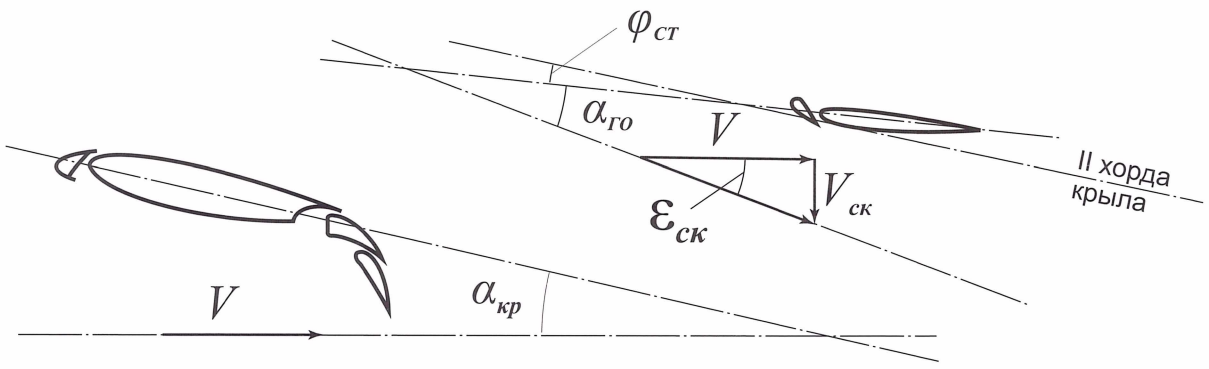


Рис. 42

«берлоги» — заторможенной зоны, срывая полностью или частично поток на нижней поверхности стабилизатора.

Поскольку стабилизатор при уравновешивании значительных пикирующих моментов, дополнительно возникающих при отклонении закрылков, также загружается значительно (углы атаки горизонтального оперения растут по абсолютной величине и доходят до величин -11°...-13°), то вышеуказанный срыв потока на нижней поверхности стабилизатора приводит к резкому переходу самолета к пикированию с быстрым нарастанием угла наклона траектории (рис. 43).

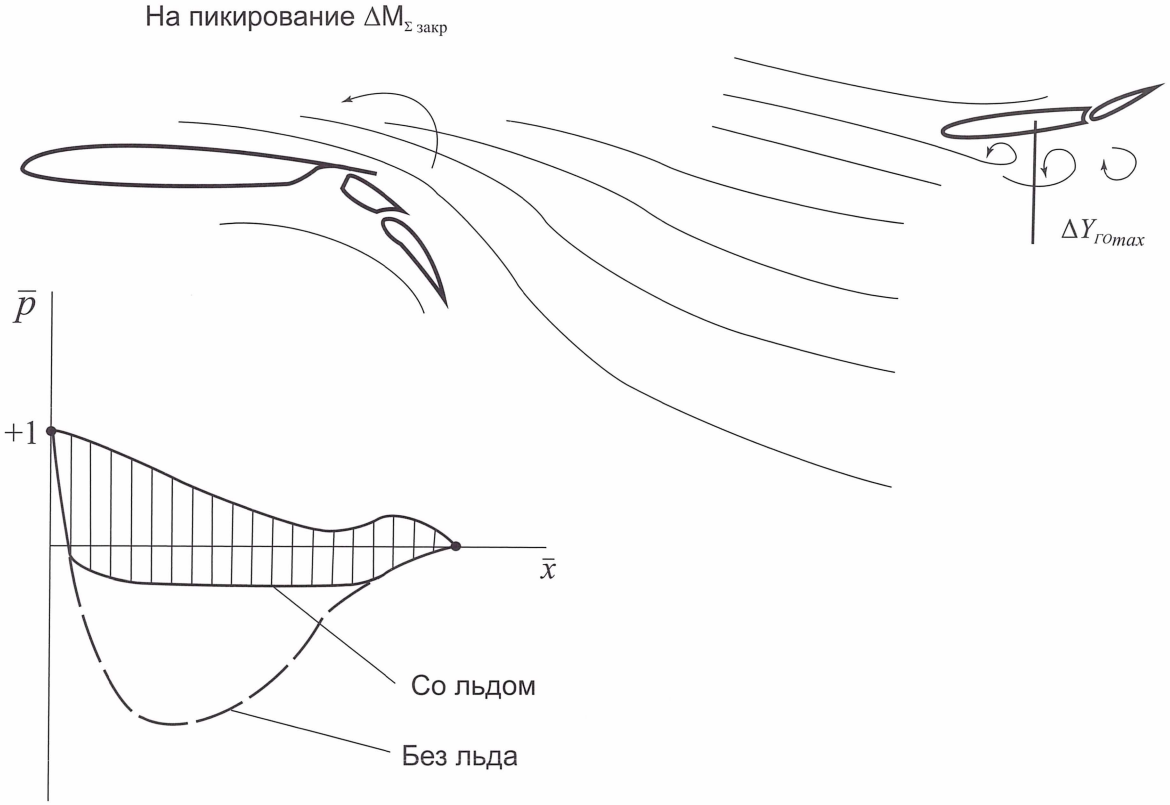


Рис. 43

При этом совершенно очевидно, что единственный способ прекращения такого пикирования — это уборка закрылков для уменьшения скосов потока за крылом и восстановления безотрывного обтекания стабилизатора.

Но для этого нужно об этом помнить и иметь время и высоту для маневрирования, что не всегда возможно. Поэтому нельзя ни в коем случае допускать такую ситуацию.

Как видно, наличие льда на носике стабилизатора, резко снижающее величину критического угла атаки стабилизатора, приводит к аварийной и даже катастрофической ситуации при незнании и неучете этих особенностей обледеневшего стабилизатора в условиях больших углов отклонения закрылков.

Это незнание привело в самом начале шестидесятых годов к людским потерям на двух самолетах Ан-10.

Первая катастрофа, происшедшая осенью 1960 года, не была до конца проанализирована должным образом. Это объясняется тем, что в то время началась эксплуатация самолетов с одновальными турбовинтовыми двигателями без системы всережимного флюгирования воздушных винтов при отказе двигателя. Отказ двигателя при незафлюгированном винте приводил к появлению большой отрицательной тяги, что, в свою очередь, приводило к резкому переходу самолета в пикирование с разворотом. Это и давало повод списывать катастрофы на отказы двигателей.

Невыяснение подлинной причины этой катастрофы привело ко второй катастрофе самолета Ан-10 в тех же условиях ровно через год в том же аэропорту Львова.

Нужно обязательно отметить, что Ан-10 неспроста попал в подобную ситуацию первым в мире, так как только на этом самолете были применены закрылки, отклоняемые на 45°. А это давало возможность снижения погодного минимума, и именно поэтому, когда самолеты Ту-104 и Ил-18 стояли на приколе из-за погоды, самолеты Ан-10 летали вовсю, выручая ГВФ.

Только в феврале 1962 года «преступник был схвачен на месте», благодаря правильным (но чисто инстинктивным, как определил свои действия сам пилот) действиям военного командира корабля при выполнении посадки самолета Ан-8, имевшего такую же мощную посадочную механизацию крыла. Пилот, отметив резкий переход самолета в пикирование после команды на довыпуск закрылков в посадочное положение, сразу же дал команду приубрать этот довыпуск закрылков — пикирование мгновенно прекратилось. Посадку он благополучно завершил с недовыпущенными закрылками, успев о случившемся предупредить экипаж следовавшего за ним борта Ан-8.

При послеполетном осмотре экипаж не обнаружил каких-либо неполадок с двигателями. Штурман же обратил внимание на узкие полоски гладкого льда на носиках половинок стабилизатора. Это были гладкие бугорки с плавным контуром поперечного сечения (см. рис. 44).

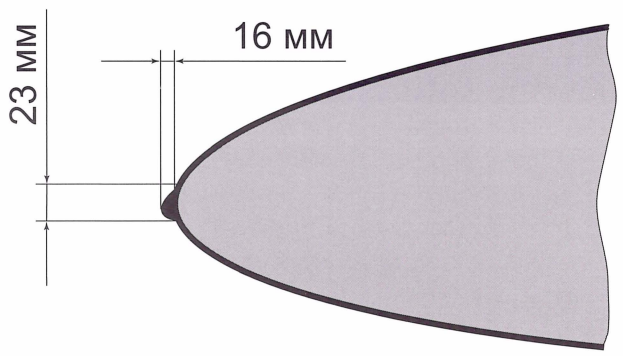


Рис. 44

Трудно было поверить, что такое маленькое изменение контура носика стабилизатора смогло так коварно и жестоко убить людей.

После этого случая (в недельный срок) во все подразделения, эксплуатировавшие самолеты Ан-8, Ан-10 и Ан-12, были направлены представители ОКБ с дополнениями к инструкции по пилотированию самолета с обледеневшим стабилизатором.

Благополучная посадка самолета при наличии льда на стабилизаторе гарантируется следующим:

1. Предпосадочный осмотр носиков стабилизатора через специальные иллюминаторы в хвостовой части фюзеляжа. Для темного времени предусмотрен подсвет.
2. Посадка осуществляется на промежуточных углах отклонения закрылков, то есть исключается довыпуск закрылков.
3. Развороты при маневрировании выполняются с креном не более 15°.
4. Скорости захода на посадку строго выдерживаются в соответствии с инструкцией по пилотированию в этом особом случае.
5. Пилотирование самолета осуществляется плавно, с перегрузкой в пределах $\Delta n_y \leq 0{,}25–0{,}30$.

Следует отметить важность возможности осуществления предпосадочного осмотра стабилизатора. Именно поэтому при выполнении предполетного осмотра самолета экипаж обязательно должен убедиться в том, что загрузка грузовой кабины не будет препятствовать подходу к смотровым окнам для предпосадочного осмотра стабилизатора.

Если загрузка такая невозможна по условиям габаритности груза, командир корабля при малейших замеченных в полете признаках попадания самолета в условия обледенения должен выполнять посадку по методике выполнения посадки обледеневшего самолета. То есть так, как если бы на стабилизаторе был лед.

Самолет Ан-74 также имеет иллюминаторы в хвостовой части фюзеляжа. Посадка самолета при наличии льда на стабилизаторе выполняется также по вышеприведенной методике.

Ограничение по перегрузкам при пилотировании в этом случае определялось в процессе специальных уникальных (в то время) летных испытаний самолета Ан-74 с пенопластовыми имитаторами льда на крыле и стабилизаторе. Физические основы определения этих ограничений ясны из рис. 45, на котором представлена схематически одна из кривых осреднения данных летных испытаний.

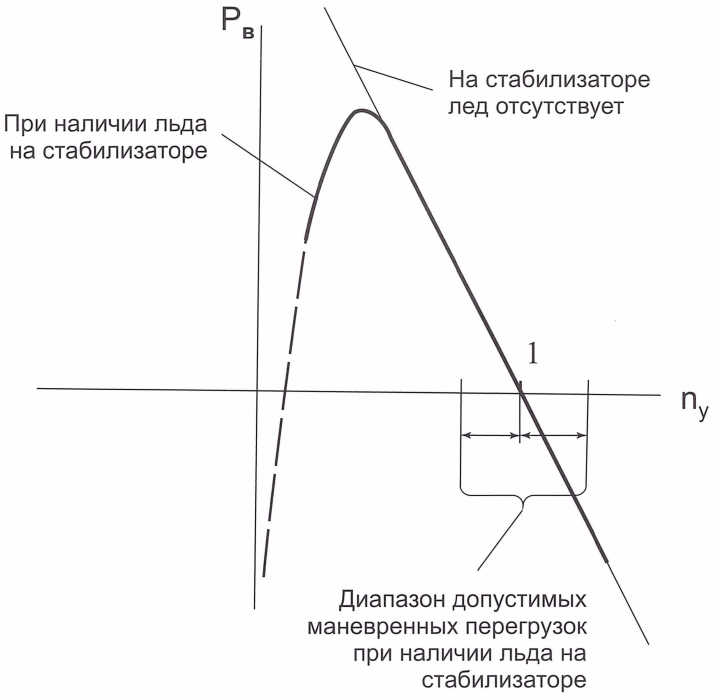


Рис. 45

Ограничение гарантирует отсутствие случаев «клевков», пропадания усилий на штурвале и подхвата штурвала при резком пилотировании.

Строгое выдерживание $V_{зп}$ необходимо для исключения уменьшения углов атаки крыла, приводящего к соответствующему уменьшению углов атаки стабилизатора.

Очень опасно обледенение носовых частей воздухозаборников двигателей. Намерзший лед на носках воздухозаборников турбовентиляторного двигателя при отрыве его попадает во внутренние каналы двигателя, проходя все ступени компрессора и турбины, а также лопатки вентилятора. При значительной массе кусков льда, проходящего через высокооборотные элементы двигателя, двигатель может выйти из строя. Поэтому экипаж должен принимать своевременные меры по недопущению намерзания льда на воздухозаборниках двигателя: контролировать своевременное включение и последующую работу противообледенительной системы воздухозаборников при попадании самолета в условия обледенения, а также возможно быстрее выйти из зоны обледенения.

Главное — не допустить запоздалого включения противообледенительной системы, чтобы не сбросить в двигатель наросший к тому моменту лед.

На двухдвигательном самолете недопустимо запоздалое включение ПОС даже для пробы на одном двигателе, так как нет гарантии сохранения работоспособности двигателя после прохода через него сбрасываемого льда.

На трех- и четырехдвигательных самолетах запоздалое включение ПОС воздухозаборников разрешается только на одном (не критическом!) двигателе. Если это включение приведет к прохождению льда через двигатель без серьезных последствий, то разрешается включение ПОС на втором двигателе. И т.д. Если же после первого включения двигатель отказывает, то на оставшихся работающих двигателях, плавно пилотируя, самолет необходимо посадить на ближайшем аэродроме.

После такого случая необходимо обязательно осмотреть двигатель на предмет целостности лопаток двигателя.

Если в условиях обледенения экипаж вынужден был воспользоваться вспомогательным двигателем (ВСУ), не рекомендуется после отключения ВСУ закрывать створку его

входного устройства, чтобы исключить ее поломку из-за возможно наросшего льда в этом месте, так как место — необогреваемое.

Недопустимо обледенение приемников воздушного давления системы питания анероидных приборов самолета. Если на самолете имеется всего три независимых датчика статического давления, то в случае отказа одного из приемников воздушного давления обязательна срочная посадка самолета на ближайшем аэродроме, если самолетная система питания анероидных приборов остается только с двумя независимыми датчиками воздушного давления (в том числе с резервным).

При полете в условиях обледенения при $T_{нв} \leq -20°$ на трубках ПВД за обогреваемой зоной может образоваться барьерный лед, подтормаживающий поток впереди себя. Это явление занижает величину индицируемой скорости полета, что может привести к ошибкам при выполнении посадки.

Много вреда может принести и лед в т о п л и в е , приобретенный в условиях длительного пребывания самолета на стоянке или в процессе заправки самолета недоброкачественным топливом.

Если самолет имеет в баках после посадки значительное количество топлива (сильно охлажденного после полета на больших высотах), а на аэродроме посадки — условия обледенения, то на поверхности крыла в зонах расположения баков-кессонов конденсируемая влага образует крупный иней или даже небольшие сталактиты и сталагмиты. Взлет с таким видом льда запрещен, так как аэродинамические характеристики самолета существенно изменяются: значительно растет величина лобового сопротивления и заметно уменьшается критический угол атаки. Смыв инея с поверхности самолета горячей водой результативен только тогда, когда после смыва не остается на поверхности никакого (хотя бы даже зеркального) льда.

Перед заправкой самолета топливом необходимо иметь результаты лабораторного анализа на отсутствие воды в топливе. Какие бы ни были фильтры, замерзшие частицы воды могут полностью перекрыть доступ топлива к двигателям и, следовательно, к серьезным летным происшествиям. Невидимый экипажу лед в топливе может оказаться даже хуже льда, наросшего на стабилизаторе или на воздухозаборниках двигателей.

БЕЗОПАСНОСТЬ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ САМОЛЕТА

Рекомендации по выполнению взлета и посадки разрабатываются на основании расчетных данных и результатов летных испытаний самолета. При этом на первом месте стоят требования безопасности взлета и посадки. Это условие и определяет практически все особенности этих рекомендаций.

Поскольку на этих режимах поверхность земли близка к самолету, а поверхность это — рельеф местности, окружающей взлетно-посадочную полосу, речь идет об условиях выполнения взлета и посадки на конкретной полосе данной длины, ширины, с имеющимися препятствиями по курсу в зоне первоначального набора высоты. Кроме этого, в слово «безопасность» вкладываются нормируемые запасы по скорости самолета до сваливания, достижение скоростей на этапах взлета, достаточных для обеспечения заявленной (также нормируемой) управляемости самолета и для обеспечения необходимых углов наклона траектории для прохождения самолета над линией препятствий по курсу взлета. Точно так же и для посадки, но с точки зрения возможного безопасного допустимого торможения машины.

Рассмотрим вначале потребные длины взлетной полосы. Хотя правильнее было бы рассматривать существующие располагаемые длины взлетно-посадочных полос, так как именно к ним и приспосабливаются проектируемые и эксплуатируемые самолеты. То есть, имея принятую методику расчета длин разбега по заданным весам, высотам, температуре, давлению и характеристикам поверхности полосы, мы можем, выполнив расчет, указать, на каких аэродромах можно выполнять безопасный взлет (аналогично и посадку). Или же указать, какой максимальный взлетный вес допустим для самолета на данной конкретной полосе при данных конкретных метеоусловиях.

Естественно, что расчетным случаем будет наихудший: отказ одного двигателя на разбеге. Но в этом случае могут оказаться две ситуации: двигатель может отказать на небольшой скорости, когда пройдена малая часть располагаемой для взлета полосы, и вторая ситуация — отказ двигателя происходит на большой скорости, когда уже нет никакой возможности остановить самолет на остающейся части располагаемой длины разбега. В первом случае выполняется прерванный взлет, который может продолжаться вплоть до конца КПБ (концевой полосы безопасности). Во втором случае возможен только обязательный взлет, который называется продолженным взлетом. Безопасность выполнения этого продолженного взлета и определит допустимый максимальный взлетный вес самолета.

Конечно же, самолет, взлетая со всеми работающими двигателями, с запасами по мощности, оставленными на случай отказа одного из двигателей, имеет хорошие характеристики и по ускорению, и по углу траектории набора высоты. Поэтому особенно для двухдвигательных самолетов существует неоправданная ложная «теория» возможности перегрузки самолета. Но ситуация резко изменяется на сложную в случае отказа двигателя на взлете. Этого экипажи не могут прочувствовать, так как отказы двигателя на взлете — крайне редкое явление (теоретически вероятность — один отказ на 100000 взлетов). Поэтому и отношение экипажей к возможности отказа несколько пренебрежительное. Соотношение часов налета каждым пилотом и 100000 взлетов не обязательно говорит о том, что каждый пилот попадет на отказ двигателя на взлете.

Рекомендации РЛЭ по выполнению взлета (и посадки) разработаны с учетом возможного отказа двигателя: каждый самолет, допущенный к гражданской эксплуатации, имеет возможность взлетать, летать и садиться с одним отказавшим двигателем. Напрасно поэтому средства массовой информации, не зная этого правила проектирования самоле-

та, бездумно нагнетают обстановку и раздувают опасность ситуации в случае проявления где-то отказа одного двигателя.

Другое дело — насколько готов экипаж встретить этот отказ. Это уже вопрос квалификации и добросовестности экипажей. Как показывает практика, у экипажей, ожидающих отказ двигателя при каждом взлете (т.е. выполняющих рекомендации РЛЭ и предпринимающих ряд мер, повышающих отказобезопасность двигателей на взлете), не бывает отказов на взлете.

Если же экипаж несерьезно относится к возможности отказа двигателя, то при появлении отказа возможны очень серьезные последствия, вплоть до катастрофы. Отмечены, кстати, случаи, когда при отказе одного двигателя на двухдвигательном самолете флюгировали второй (работающий!) двигатель.

Поэтому очень важен периодический тренаж экипажей на подвижном тренажере или непосредственно на самолете.

В РЛЭ для экипажа имеется рекомендация по гонке двигателей перед выруливанием. На эту гонку необходимо затрачивать определенное количество топлива. Иногда ради экономии топлива сокращают или вообще не выполняют установленную РЛЭ программу гонки. Забывают при этом, что эта гонка — прямой контроль за работоспособностью не только двигателей, но и всех систем, связанных с работой двигателей (электроснабжение, давление в гидросистеме и т. д.). Четкое выполнение рекомендаций РЛЭ — залог безотказного взлета.

В расчете длины разбега есть одна подстраховка: расчетная длина разбега (проверенная летными испытаниями) увеличивается на 15% «на всякий случай» отклонения процесса разбега от номинальных случаев. Эти 15% с гарантией перекрывают возможные небольшие отклонения от расчетного значения скорости подъема передней стойки шасси, различия в манере пилотирования самолета и др.

Нужно помнить также, что длины нормального разбега, повторяющиеся неоднократно при эксплуатации самолета в различных условиях, дают определенный навык пилоту, тогда как длины продолженного или прерванного взлетов — единичны и всецело зависят от индивидуальной квалификации пилота в силу редчайшего их осуществления. В этом отношении продолженный взлет с отказавшим двигателем при неблагоприятном направлении боковой составляющей ветра потребует максимального внимания пилота в точном выдерживании момента поднятия передней опоры, чтобы скорость в этот момент превышала минимальную эволютивную скорость разбега в нужном соотношении (для этого достаточно точно соблюсти скорость, указанную в РЛЭ для соответствующего взлетного веса самолета).

Так как по требованиям Норм летной годности самолет должен иметь высоту набора 10,7 м в конце длины располагаемой взлетной дистанции (конец КПБ), получаем вывод; что располагаемой длине взлетной дистанции ($L_{впп}$ - 50м + $L_{КПБ}$) и располагаемой длине разбега ($L_{впп}$ - 50м) будут соответствовать два значения допустимых максимальных взлетных весов, меньший из которых и будет допустимым с точки зрения достаточности характерных длин данного аэродрома для случаев прерванного или продолженного взлета.

При этом важную роль играет отношение скорости принятия решения о прекращении взлета и скорости поднятия передней стойки $V_1/V_{п.пер.ст.}$. Если самолет «тяжелый» для имеющихся длин данного аэродрома, то может оказаться, что решение о прекращении взлета (V_1) нужно принимать не позже, чем при достижении скорости, меньшей скорости поднятия передней стойки ($V_{п.пер.ст.}$), чтобы хватило для прерванного взлета дистанции до конца КПБ. Поэтому и могут быть случаи, когда отношение уменьшается до величин 0,9, 0,8 и др.

При взлете в дождь, даже небольшой, взлетный вес не должен быть максимальным. При максимальном взлетном весе, рассчитанном по РЛЭ, взлет можно производить при отсутствии каких-либо атмосферных осадков.

При этом, конечно, взлет при всех работающих двигателях будет гарантированным, равно как и в случае отказа двигателя на взлете.

В первоначальной фазе разбега отмечается скорость 100 км/ч — контрольная. Этот момент разбега соответствует окончательному обзору всех приборов по контролю за работой двигателей (все двигатели должны иметь взлетный режим, температуры должны находиться в допустимых пределах). Но, кроме этого, необходимо убедиться в том, что работают указатели скорости. Если указатели скорости не работают, взлет нужно немедленно прекратить. Это нужно иметь в виду как командиру ВС, так и члену экипажа, отвечающему за информацию «Контрольная», передаваемую командиру экипажа.

Уместно еще раз подчеркнуть, что располагаемой дистанции для разбега, полученной предполетным расчетом для конкретного веса самолета по РЛЭ, будет достаточно только в том случае, если будет выдержан предел по допустимой максимальной предельной передней центровке взлета, т.е. если пилот действительно сможет на скорости $V_{подн.пер.стойки}$ поднять нос самолета для вывода его на угол атаки отрыва.*

Итак, рассмотрим процесс взлета с точки зрения обеспечения безопасности по достаточности дистанций на каждом этапе первоначального набора высоты.

Стоянка. Предвзлетная гонка двигателей. Контроль за работоспособностью всех самолетных систем. При чтении «Карты контрольной проверки перед запуском двигателей» называются определенные предвзлетными расчетами величины взлетной массы самолета, центровки, скорости принятия решения о взлете, скорости подъема передней стойки (поворот самолета с изменением тангажа) и безопасной скорости на высоте 10,7 м.

Соблюдение всех этих величин гарантирует пилоту, что для самолета достаточно будет и располагаемой дистанции разбега, и располагаемой длины продолженного или прерванного взлета при самом неблагоприятном стечении обстоятельств — при отказе двигателя на любом участке взлетной дистанции.

Все сказанное соответствует правильно определенной величине максимально допустимого взлетного веса самолета по рекомендациям РЛЭ для конкретных условий взлета.

Для четкости выполнения рекомендаций РЛЭ величины скоростей V_1, $V_{п.пер.ст.}$ и V_2 напоминаются экипажу еще раз командиром воздушного судна непосредственно перед страгиванием после получения разрешения на взлет.

Для предотвращения удара хвостовой частью фюзеляжа о поверхность полосы рекомендованный угол атаки, на который нужно вывести самолет, поднимая нос на скорости $V_{п.пер.ст}$, составляет 7–8° по УАП, тогда как допустимый максимальный угол при сохранении клиренса 200 мм равен 15°.

Следует помнить, что уборка шасси на самолете Ан-74 — процесс длительностью в 14 с. После включения шасси на уборку на высоте 10 метров в первые две трети времени процесса уборки в воздухе находятся, кроме основных стоек шасси, еще и крупногабаритные створки, открывающиеся для прохода убираемого шасси. Наличие створок в воздухе почти удваивает силу сопротивления шасси, что весьма чувствительно при взлете с одним отказавшим двигателем. Поэтому при продолженном взлете необходимо поточнее соблюдать рекомендованные РЛЭ скорости по этапам взлета, чтобы выдержать расчетную траекторию над минимальной траекторией взлета.

К началу уборки закрылков самолет должен набрать безопасную скорость V_3, обеспечивающую наличие запаса по скорости до скорости сваливания, соответствующую конфигурации самолета с убранными закрылками. Это и выражено рекомендацией начинать уборку закрылков не ранее, чем при скорости 255–280 км/ч (в зависимости от взлетного веса 22–34,8 т). В этом и заключается гарантия безопасного перехода от взлетной конфигурации к полетной.

---

* См. главу «Устойчивость и управляемость самолета» в части допустимых пределов.

В отличие от других самолетов высота начала уборки закрылков поднята от 150 м до 200 м. Это связано с наличием механизма изменения $К_ш$ в системе управления рулем направления и переводом системы на величину «малого» $К_ш$ при уборке закрылков автоматически. Этим подстраховывается возможность использования руля направления в полном диапазоне в случае отказа двигателя при взлете.

Рассмотрим теперь, каким образом нормируются параметры траектории первоначального набора высоты (до высоты круга 400 м) для обеспечения безопасного прохождения самолета над препятствиями по курсу взлета.

Вся дистанция взлета от точки отрыва самолета подразделяется на четыре участка.

Полные градиенты набора высоты с отказавшим двигателем должны быть не менее следующих:

Первый участок — от точки отрыва до достижения высоты 10,7 м над уровнем взлетной полосы со скоростью не ниже безопасной скорости взлета V_2 при положительном градиенте набора высоты (градиент ≥ 0).

Второй участок — от высоты 10,7 м над ВПП до высоты 120 м над ВПП на безопасной скорости V_2 с градиентом набора высоты 2,4% на H=120 м; в начале этого участка на высоте ~ 10...11 м — уборка шасси.

Третий участок — начало набора высоты 200 м над рельефом местности на скорости V_{2n} (или V_3), градиент набора 2,4% на H=200 м.

Четвертый участок — от начала уборки закрылков до высоты 400 м; скорость набора V_4; после уборки закрылков режим двигателей — номинальный; градиент набора высоты $\Theta = 1,2\%$.

При всех работающих двигателях полный градиент на высоте 120 м над ВПП должен быть не менее 5%, а на высоте 400 м над ВПП — не менее 3%.

Чистый градиент набора высоты равен соответствующему полному градиенту, уменьшенному на:

– 0,5% до высоты уборки шасси,

– 0,8 % с высоты окончания уборки шасси.

Линия чистой траектории и есть та линия, которая превышает линию препятствий не менее, чем на 10 метров.

По различным соображениям при сертификации допускают к эксплуатации самолет с несколько заниженной скороподъемностью по сравнению с линией полных градиентов, но ни в коем случае «не подпускают» характеристики скороподъемности близко к соответствующим линии чистых градиентов.

В горной местности линия взлета может быть с переменным курсом. В этом случае добавляются требования расчета необходимых разворотов самолета в процессе набора высоты круга.

Следует иметь в виду, что некоторые (в основном старые) аэродромы не укладываются своими характеристиками подходов в современные требования. В этом случае расчет допустимых взлетных весов производится по конкретным данным аэродрома.

В соответствии со всем вышеизложенным расчет допустимого взлетного максимального веса самолета по условиям обеспечения безопасности определяется по:

а) достаточности располагаемой дистанции разбега;

б) достаточности дистанций прерванного и продолженного взлета;

в) обеспечению нормируемого градиента траектории набора высоты на втором участке взлета;

г) обеспечению нормируемого градиента на четвертом участке.

Расчетным (по условиям конкретного аэродрома и метеоусловий) максимально допустимый взлетный вес самолета будет наименьший из определенных по номограммам РЛЭ этих пяти значений допустимых весов.

Одновременно с предполетным расчетом максимально допустимого взлетного веса самолета рассчитывается также максимально допустимый вес для выполнения безопасной посадки на аэродроме назначения или на запасном аэродроме (по располагаемым характеристикам этих аэродромов), уход на второй круг, выполнение выравнивания при посадочной центровке.

Задача посадки самолета состоит в достижении минимально возможной поступательной скорости в момент касания колесами поверхности посадочной полосы при вертикальной скорости снижения, близкой к нулю.

Поэтому обеспечение безопасности при выполнении посадки основано на использовании допустимых углов наклона глиссады планирования самолета при достаточных запасах по скорости до сваливания, гашении вертикальной составляющей скорости снижения на этапе выравнивания, на выборе оптимальных режимов торможения на пробеге. При этом располагаемые длины посадочной дистанции (с высоты 15 м) и дистанции пробега должны быть не менее потребных для посадочного веса самолета при конкретных данных по состоянию поверхности посадочной полосы.

Запасы по скорости до сваливания на всех этапах посадки до начала выравнивания должны составлять не менее 30%, т.е. $C_{у\ зп}$ должен быть не более $C_{у\ св}$ (1,69) посадочной конфигурации самолета.

Самолет Ан-74, благодаря мощной механизации крыла, реализует свои возможности при закрылках, отклоненных на угол 60°, сохраняя при этом хорошие характеристики устойчивости и управляемости. Это дает возможность совершать посадку при сравнительно малых величинах $V_{зп}$ и $V_{пос}$. А это, в свою очередь, значительно повышает уровень безопасности, так как каждые 10–15 км/ч уменьшения скорости на посадке увеличивают время экипажу для принятия каких-либо решений по пилотированию самолета, особенно при возникновении нештатных ситуаций.

Торможение самолета при подходе к глиссаде захода на посадку (то ли на высоте круга, то ли при заходе по прямой) осуществляется до скорости сохранения 30% запаса до скорости сваливания. Этому закону и подчинены рекомендованные Руководством скорости по этапам посадки, которые экипажу следует выполнять по возможности точнее.

Снижение можно осуществлять по пологой (2,5–3°) и крутой (3,5–4,5°) глиссадам. В первом случае используется режим ПМГ, во втором — режим ЗМГ. При этом следует иметь в виду, что обороты режима ЗМГ меньше, чем режима ПМГ. Поэтому при необходимости ухода на второй круг высота принятия решения будет больше из-за различных приемистостей двигателей — разность составляет 4–5 секунд. Все это требует от экипажа большего внимания при выполнении посадки по крутой глиссаде. Кроме того, величина вертикальной скорости снижения при глиссаде 3° составляет 5,3% от скорости самолета, увеличиваясь до 8% при наклоне глиссады 4,5°. А это требует более интенсивного выравнивания.

Отклонение интерцепторов резко снижает $C_{y\ max}$ крыла и перераспределяет нагрузку по размаху крыла. Поэтому на самолете Ан-74 запрещено исправлять глиссаду с помощью интерцепторов.

Как было указано выше, перед полетом следует рассчитать посадочные значения веса и центровки самолета, чтобы убедиться в выдерживании допустимых пределов по передней центровке. Дело в том, что при посадочной конфигурации за крылом появляется зона большого торможения воздушного потока (очень большое расширение). Это сказывается на эффективности горизонтального оперения и руля высоты. Поэтому недопустим переход через передний предел центровки, так как может быть недостаточно диапазона отклонения руля высоты для выполнения штатного выравнивания самолета при приземлении.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие 3
Схема самолета. Обоснование 4
Крыло 5
Хвостовое оперение самолета 11
Фюзеляж и мотогондолы 13
Диаграмма «груз-дальность» 15
Вихревые системы самолета 17
Аэродинамические характеристики самолета 24
Замкнутый срыв 31
Потери топлива при появлении проточных участков в конструкции самолета 33
Распределение тяговооруженности на взлете 36
Устойчивость и управляемость самолета 40
Влияние ветра на взлетно-посадочные условия 48
Обледенение самолета и влияние его на аэродинамические характеристики 51
Безопасность взлета и посадки самолета 59

Посібник
Флоринський Орест Васильович
Практична аеродинаміка літака Ан-74
Російською мовою

Редактор — Валентин Пустовойтов
Художнє оформлення — Ігор Ласкін
Автор обкладинки — Андрій Хаустов
Адміністративне забезпечення — Олександр Ларіонов
Комп'ютерна верстка — Анатолій Карпов
Коректор — Тамара Кузнєцова

Здано в набір 21.04.2007. Підписано до друку 12.07.2007. Формат 60x84 1/8. Папір крейдяний. Друк офсетний. Умовн. друк. арк. 7,5. Обл. вид. арк. 2,8. Наклад 500. Замовлення № 7-0477.

Видавничий центр «АероХобі», 04128, Київ, вул. Туполева, 1б.
Свідоцтво суб'єкта видавничої справи. Серія ДК № 2404 від 12.01.2006 р.

Друк — ДП «Експрес-поліграф»
04080, Київ, вул. Фрунзе, 47, корп. 2.
Свідоцтво суб'єкта видавничої справи. Серія ДК № 2264 від 16.08.2005 р.

ISBN 978-966-2942-03-3